



UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID



ESCUELA UNIVERSITARIA DE INGENIERÍA
TÉCNICA AERONÁUTICA

PROYECTO FIN DE CARRERA

SELECCIÓN DE UNA HÉLICE PARA UNA AERONAVE ELÉCTRICA

FRANCISCO JAVIER DE LA SIERRA RIVAS

INGENIERÍA TÉCNICA AERONÁUTICA ESPECIALIDAD EN AEROMOTORES

MAYO 2014

ÍNDICE DE CONTENIDO

PORTADA	0
ÍNDICE DE CONTENIDO	1
MOTIVACIÓN	5
1. INTRODUCCIÓN	7
1.1 RESEÑA HISTÓRICA.....	7
1.2 LA HÉLICE.....	7
2. ORIGEN DEL PROYECTO	9
2.1 INTRODUCCIÓN	9
2.2 LA EMPRESA	9
2.3 HISTORIA DEL PROYECTO	9
2.4 EL PROYECTO ACTUAL.....	12
2.4.1 Aerodinámica.....	12
2.4.2 Superficies sustentadoras	12
2.4.3 Materiales.....	13
2.4.4 Usabilidad	13
2.4.5 Planta propulsora	14
3. ANTECEDENTE TEÓRICO	15
3.1 FUNDAMENTOS DE PERFILES	15
3.2 FUNDAMENTOS DE LA HÉLICE	15
3.3 FUNCIONAMIENTO DE LA HÉLICE	16
3.4 TIPOS DE HÉLICE	17
3.4.1 Paso fijo.....	17
3.4.2 Paso variable.....	17
3.4.3 Velocidad constante.....	19
3.4.4 Notas.....	19
3.5 TEORÍA DE LA HÉLICE	20
3.5.1 Teoría de la cantidad de movimiento	20
3.5.2 Coeficientes de la hélice	25
Coeficiente de tracción C_T	25
Coeficiente de par C_Q	26
Rendimiento η	27
Coeficiente de potencia Q_P	27
Factor de Actividad AF	27

3.5.3 Paso de la hélice.....	29
Paso geométrico	29
Efecto del paso geométrico en el rendimiento de la hélice	29
3.5.4 Solidez de la hélice	32
3.6 TEORÍA DEL ELEMENTO FINITO DE PALA	32
3.6.1 Limitaciones del modelo	33
3.6.2 Hipótesis.....	33
3.6.3 Sistema de vórtices de la hélice	34
Interferencia rotacional	35
3.6.4 Rendimiento de un elemento de pala	36
4. EL PERFIL AERODINÁMICO.....	43
4.1 CLARK Y	43
4.2 XFOIL.....	45
4.3 JAVAFOIL	45
4.3.1 Características del perfil con JavaFoil	47
4.3.2 Limitaciones	47
4.4 PERFIL CON DATOS EXPERIMENTALES	47
5. EL MOTOR ELÉCTRICO.....	51
5.1 INTRODUCCIÓN	51
5.2 MOTOR DE CORRIENTE CONTINUA	51
5.3 MOTOR DE CORRIENTE ALTERNA.....	51
5.3.1 Motor síncrono.....	51
5.3.2 Motor asíncrono o de inducción	52
6. CÁLCULO DE LA HÉLICE	55
6.1 ENTRADA Y SALIDA DE DATOS.....	55
6.2 GEOMETRÍA DE LA HÉLICE.....	57
6.2.1 Geometría importada de la base de datos	57
6.3 PASOS DE CÁLCULO	59
6.4 REPRESENTACIÓN DE LOS COEFICIENTES EN FUNCIÓN DEL PARÁMETRO DE AVANCE	67
6.5 RESTRICCIONES	70
6.5.1 Potencia máxima	70
6.5.2 Diámetro máximo	71
6.5.3 Mach crítico en la punta de pala.....	71
6.5.4 Velocidad de crucero.....	72
6.6 CÁLCULO DEL PUNTO ÓPTIMO	72
6.7 COMPARACIÓN DE HÉLICES	75

7. VALIDEZ DEL MODELO	81
7.1 ERRORES ASUMIDOS	81
7.1.1 Errores intrínsecos.....	81
7.1.2 Errores instrumentales.....	82
7.1.3 Errores externos	83
7.2 PRECISIÓN DE JAVAFOIL.....	84
7.3 COMPARACIÓN CON DATOS EXPERIMENTALES	85
8. FUNCIONAMIENTO DEL PROGRAMA	91
8.1 EXPLICACIÓN DE LA INTERFAZ PRINCIPAL. (CALC)	91
8.2 EXPLICACIÓN DE LA HOJA DE GEOMETRÍA (GEOM. PALA).....	98
8.3 HOJA DEL PERFIL (CLARK Y)	100
8.4 BASE DE DATOS DE HÉLICES (PROP LIST).....	102
8.4.1 Ubicación de los archivos.....	103
8.5 TABLA DE RESULTADOS (RESULT)	103
8.6 FUNCIONAMIENTO DE LAS MACROS.....	104
8.6.1 Importación de la hélice (importa_web).....	104
8.6.2 Cálculo del punto óptimo (calc_r_max)	106
8.6.3 Comparación de helices (CALCULA_MODELOS).....	107
BIBLIOGRAFÍA	113
ANEXO A: COORDENADAS DEL PERFIL.....	116
ANEXO B: CÓDIGO DEL PROGRAMA	118
B.1 MÓDULO 1: IMPORTA_WEB()	118
B.2 MÓDULO 2 CALCULA_MODELOS().....	118
B.3 MÓDULO 3 CALC_RMAX()	121

MOTIVACIÓN

El objetivo de este proyecto es la selección de una hélice para una aeronave ligera de propulsión híbrida. La misión principal es definir las características deseables para una hélice que deba operar con un motor eléctrico, comparándola con las hélices convencionales. Una vez definidas las características que se buscan, se analizará su comportamiento con un programa realizado en MS Excel basado en la Teoría del elemento de pala. Gracias a esta herramienta se comparará el desempeño teórico de varias hélices de distinto tipo, ajustándolas a las necesidades del sistema y obteniendo resultados que ayudarán a seleccionar la hélice más apropiada.

Este proyecto debe tomarse como un estudio preliminar en el que se obtengan las primeras líneas de diseño para la hélice. Los siguientes pasos, como su análisis en un programa de Mecánica de Fluidos Computacional (CFD) o el estudio estructural y diseño CAD están fuera del alcance de este proyecto.

1. Introducción

1.1 Reseña histórica

La forma actual de las hélices fue inicialmente usada por los hermanos Wright. Mientras que otros ingenieros anteriores intentaron modelar hélices aeronáuticas basándose en las náuticas, ellos se dieron cuenta de que una hélice es, esencialmente lo mismo que un ala. Al entender este concepto pudieron utilizar la información adquirida previamente en sus experimentos en túneles de viento.

Los hermanos fueron también los primeros en introducir la torsión a lo largo de la pala. Esto era necesario para asegurar que el ángulo de ataque se mantuviera relativamente constante en toda la longitud de la pala. Los diseños de los hermanos Wright fueron tan acertados que después de 100 años, las palas actuales han aumentado su eficiencia con respecto a las primeras, pero no de una manera realmente excesiva. El conocimiento de la aerodinámica de la hélice a bajas velocidades estaba bastante completo desde los años veinte, pero los requerimientos para manejar mayores potencias en diámetros menores hicieron el problema notablemente más complejo.

Alberto Santos Dumont fue otro pionero el cual había diseñado hélices previamente para sus dirigibles, si bien no tan eficientes como las de los Wright. Dumont aplicó el conocimiento adquirido con su experiencia en dirigibles para crear una hélice con eje de acero y palas de aluminio para su biplano 14 bis. En algunos de sus diseños usó planchas de aluminio doblado para las palas, creando así la forma del perfil. El uso de estos materiales no permitía hacer perfiles con mucha curvatura, lo que sumado a la ausencia de torsión en la pala, hacía que las hélices Dumont no fueran tan eficientes como las de los hermanos. A pesar de ello, este fue probablemente el primer caso de uso de aluminio en la construcción de una hélice.

1.2 La hélice

Una hélice es un elemento giratorio de propulsión, habitualmente accionado por un motor. Consiste en una serie de palas equidistantes, dispuestas radialmente y acopladas al eje de un motor que gira a una velocidad uniforme. Se acopla normalmente a una aeronave o embarcación marítima.

Una hélice, al girar, crea un cambio en la presión y velocidad del fluido, y su reacción produce una fuerza de empuje del vehículo en la dirección del eje geométrico o de rotación.

No obstante, en las aeronaves las hélices tienen una limitación física de difícil solución, relacionada con la máxima velocidad que pueden conseguir, por eso se han desarrollado los motores de reacción, y dentro de éstos una variante: el turbofan, que acopla un tipo especial de hélice ubicada dentro del propio conducto del motor. Por su parte, aunque existen barcos que utilizan propulsión a reacción, la mayoría están equipados con hélices; los reactores marinos están limitados a embarcaciones pequeñas o de baja velocidad.

Una hélice funciona de forma similar a como lo hace un tornillo, que al girar se da impulso a sí mismo. Cuando la hélice gira dentro de un fluido (aire o agua) ésta se impulsa a través de él produciéndose un avance.

Las palas que acopla una hélice normal suelen ser de dos a cuatro, todas con la misma forma geométrica: la de una rosca de tornillo. La superficie es similar a la de un ala, y de hecho al girar la hélice se produce un efecto aerodinámico similar, ya que la pala divide la corriente de aire en dos flujos: uno que circula por delante de ella y otro por detrás. El flujo que circula por delante realiza menos trabajo que el que circula por detrás, produciéndose una fuerza que tira de la hélice y por tanto de toda la nave que está acoplada a ella, traduciéndose en un empuje hacia delante.

El ángulo de ataque de las palas de la hélice es un parámetro importante para obtener el mayor rendimiento del motor. Este ángulo no es fijo, sino que debe ser modificado dependiendo de la velocidad del avión. Las hélices de los primeros modelos se diseñaban con un ángulo fijo para un vuelo normal, pero tenían el inconveniente de que en determinadas maniobras, como el despegue y aterrizaje, no entregaban toda la potencia de que eran capaces. Este problema se resolvió añadiendo un mando que, bien fuese en forma manual desde la cabina, o mediante algún sistema automático, permitía cambiar el ángulo de las palas en función de la velocidad que adquiría el aparato.

2. Origen del proyecto

2.1 Introducción

El origen de este proyecto proviene de un prototipo experimental que está desarrollando la empresa noruega Equator Aircraft. Esta empresa está diseñando junto a varias universidades e instituciones una aeronave ligera con propulsión híbrida y con características de anfibio denominada P2.

El proyecto está en una fase relativamente avanzada pues la construcción del primer prototipo a escala real está siendo realizada actualmente. La selección de la hélice ha sido encargada a la empresa Helix Propellers pero se ha abierto una línea de investigación a través de la Universidad Politécnica de Madrid para hacer estudios de otras configuraciones de hélices con el objetivo de barajar otras posibilidades.

2.2 La empresa

Equator Aircraft Norway SA (con siglas EAN) es la empresa creadora de este proyecto. La empresa se estableció en el año 2011 para desarrollar el prototipo del P2 POC. Los miembros de la misma están invirtiendo su propio capital y tiempo para alcanzar su meta que es realizar el primer vuelo del P2 en el año 2014. La mayoría de los miembros tienen su propio trabajo y realizan su labor en EAN durante su tiempo libre. La empresa está formada por 11 miembros cooperantes y tres miembros expertos.



Figura 2.1. Logotipo de Equator Aircraft Norway

2.3 Historia del proyecto

Guenter Poeschel y su equipo construyeron e hicieron volar con éxito tres prototipos Equator entre los años 1969 y 1981. La idea de Equator a lo largo del tiempo ha presentado un sistema inusual de aeronaves modulares tanto anfibas como tradicionales.

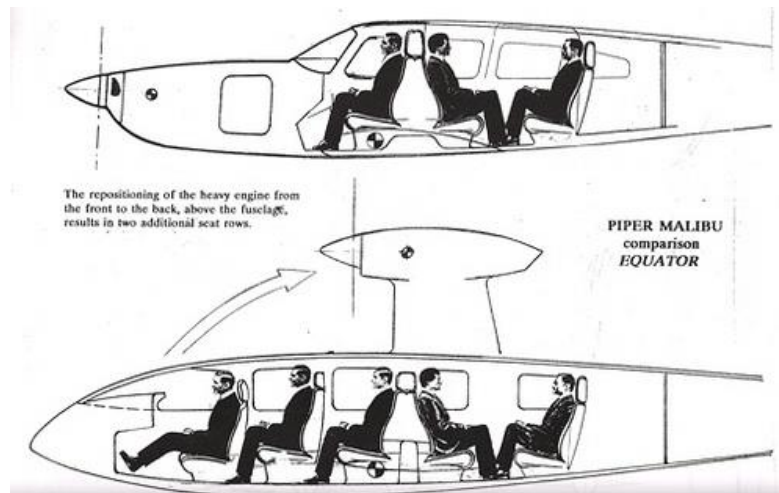


Figura 2.2. (Fuente Equator Aircraft)

Las aeronaves fueron diseñadas para una misión en la que generar beneficios tanto de día como de noche, durante todo el año, independientemente de la estación. Este sistema modular estaba capacitado para transportar de 2 a 12 pasajeros. Los diseños iban desde aeroplanos de bajo coste con tren no retráctil y motores de pistón hasta turbohélices anfibios de hasta 20 asientos e incluso jets anfibios.

Estas ideas de diseños únicos son la combinación de conceptos conocidos y descubiertos conjugados de maneras inéditas para lograr mejores características. Tristemente el P-300 A2 nunca consiguió producirse debido a la caída de los mercados de la aviación en las décadas de los 80 y 90. Pero sin embargo el deseo de mejorar y la tenacidad ha llevado a crear uno de los más grandes aviones en el mundo creados de materiales compuestos con una colección de las más novedosas tecnologías incorporadas a bordo, lo cual es como poco, una hazaña increíble. La aeronave creada es una prueba de las maravillosas mentes previas a este proyecto y el fuerte legado que dejaron, el cual Equator Aircraft desea seguir y continuar.

Las siguientes figuras muestran ejemplos de diversos proyectos anteriores.



Figura 2.3. P-300 A1 (fuente EAN)



Figura 2.4. P-420 Turboprop (fuente EAN)



Figura 2.5. P-300 A2 (Anfibio) (fuente EAN)

El área de prueba usada en los prototipos que muestran las imágenes P-300 A1, P-300 y 420 fue una base militar en Ulm, Laupheim y el Aeródromo de Erbach. El prototipo de pruebas del P-300 puede verse todavía en el aeródromo de Erbach, el cual está actualmente restaurando EAN.

Tomas Brodeskift conoció a Guenter en el sur de Alemania, donde estuvo trabajando durante el 2008. Después de frecuentes visitas fue aprendiendo de él, el cual le inspiró para crear su proyecto. Fue entonces cuando decidió desarrollar un prototipo a escala del P2 y lo llevó de vuelta a Noruega para proseguir con el desarrollo junto a su socio Oeyvind Berven. Después de dos años y unas 8000 horas de trabajo se finalizó el concepto del P2 y el prototipo estaba listo.



Figura 2.6. Prototipo del P2 (fuente EAN)

2.4 El proyecto actual

El P2 Excursion es la primera aeronave diseñada y creada por la cooperativa EAN (Equator Aircraft Norway SA).

2.4.1 Aerodinámica

El P2 Excursion es una aeronave híbrida anfibia de alto rendimiento con una aerodinámica de líneas puras y régimen laminar. Esto queda destacado en primer lugar por la forma de su fuselaje. El fuselaje se ha diseñado con formas inspiradas en una gota de agua, las cuales permiten conservar un flujo de aire lo más suave posible aguas abajo del avión, evitando así el régimen turbulento y reduciendo al máximo la resistencia. En segundo lugar, el sistema de “alas flotantes” el cual elimina la necesidad de usar cualquier sistema de flotación poder amerizar y despegar desde el agua. Y finalmente el pequeño motor eléctrico ubicado en la cola. Además se añade el sistema de tren retráctil el cual asegura el mejor comportamiento tanto en tierra como en el agua. Con estas características aerodinámicas el avión es capaz de desenvolverse como cualquier otra aeronave no anfibia mientras que su eficiencia es mayor que otras aeronaves que sí lo son.



Figura 2.7. Diseño del P2 (fuente EAN)

2.4.2 Superficies sustentadoras

El ala usa un perfil laminar NACA con una torsión de 1.4 grados. La envergadura es de aproximadamente 10 m dependiendo del tipo de winglets elegidos, los cuales son modulares y pueden ser fácilmente intercambiados.

Con los flaps extendidos el avión deberá alcanzar una velocidad de pérdida de 45 nudos, y en crucero será capaz de volar confortablemente a unos 130 nudos.

El estabilizador horizontal en T es de un gran tamaño en el prototipo (3.8 m) con la idea de que sea capaz de ajustarse a un tamaño menor durante las pruebas. El tamaño es vital para contrarrestar el momento de cabeceo producido por el emplazamiento trasero del motor.

2.4.3 Materiales

La aeronave está totalmente fabricada en materiales compuestos, los metales y otros materiales corrosivos se han eliminado del diseño. El material más utilizado en su fabricación es la fibra de carbono epoxi reforzada, junto al kevlar y textiles híbridos de carbono los cuales se han utilizado alrededor del área de la cabina.

2.4.4 Usabilidad

El P2 ha sido diseñado desde cero para ser altamente práctico. Está diseñado inicialmente para dos pasajeros (con una futura opción de ampliarlo a cuatro asientos). Centrándose mayoritariamente en el confort, la cabina se ha diseñado mucho más grande que en cualquier otro avión ligero de características similares.

Gran parte de la investigación realizada inicialmente se centró en la situación de manejo en el agua. Cómo entrar y salir del vehículo de manera práctica, como maniobrarlo de manera sencilla, etc. El resultado fue una cabina abierta con superficies impermeables y resistentes al agua. El piloto puede salir y entrar del avión por encima del morro. La flexibilidad que brinda este diseño es única, y junto a un simplificado y reducido sistema de aviónica se consiguió llegar a esta solución.

La zona de carga es tan amplia que prácticamente todo el interior del avión puede usarse como compartimento de carga, lo que permitirá llevar equipaje voluminoso como bicis, esquís, etc.

El P2 no lleva pedales para el timón. El control de guiñada se realiza mediante el giro sobre el eje vertical de un joystick o palanca de mando.



Figura 2.8. Controles y sistemas de aviónica del P2 (fuente EAN)

2.4.5 Planta propulsora

El sistema híbrido de propulsión está siendo desarrollado por EAN y se denomina EHPS (Equator Hybrid Propulsion System). El proyecto específico del motor se co-desarrolla con Trasnova y la compañía encargada del desarrollo es ENGIRO. Esta empresa tiene el cometido de diseñar y fabricar un motor específico para el P2 que sea capaz de cumplir con los requisitos de la aeronave. La potencia a la hélice será de 100 kW y el generador producirá entre 57 y 60 kW de potencia para cargar las baterías. El motor de combustión será de tipo wankel el cual funcionará con un combustible biodiesel y jet fuel. Los tanques de combustible serán capaces de almacenar 100 L, lo que dará una autonomía de 5 o 6 horas.

La aeronave está siendo desarrollada como un nuevo concepto de vehículo, demostrando que todos los nuevos sistemas y tecnologías punteras pueden funcionar y ser producidos en conjunto. El prototipo se está fabricando mediante un modelo de bajo coste, evitando el uso de moldes caros. Los trabajos comenzaron en 2011 y el prototipo se espera que esté terminado para el año 2014.



Figura 2.9. Fabricación del P2 (fuente EAN)

3. Antecedente teórico

3.1 Fundamentos de perfiles

Al igual que un ala, la sección de una pala de hélice es un perfil aerodinámico. Los perfiles producen una fuerza de sustentación mediante la reducción de la presión en su superficie superior y el aumento de la misma bajo el perfil. Un perfil tiene varias características clave en su geometría. Los bordes de ataque y de salida marcan el inicio y el final del perfil así como separan el intradós (superficie inferior) del extradós (superficie exterior). La cuerda (c), es la línea recta que une el borde de ataque con el de salida. Si la forma del extradós es un reflejo idéntico a la de la del intradós se dice que el perfil es simétrico. La línea que une los puntos intermedios entre el intradós y extradós desde el borde de ataque al de salida se denomina línea de curvatura. La curvatura se define como la distancia perpendicular máxima entre la cuerda y la línea de curvatura. La interpretación visual de la nomenclatura de los perfiles puede verse en la Figura 3.1

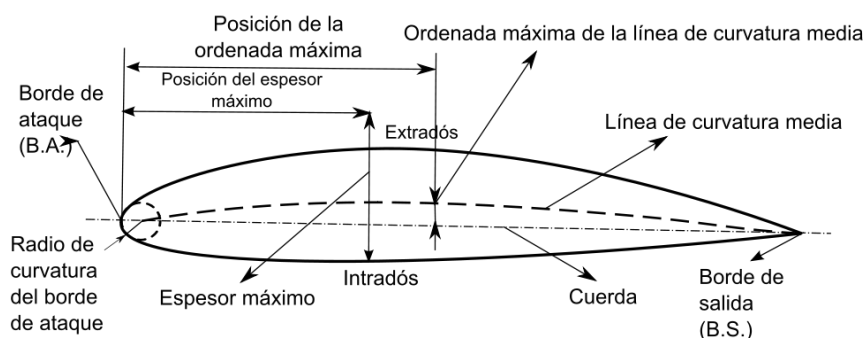


Figura 3.1: Nomenclatura del perfil

3.2 Fundamentos de la hélice

Como ya se mencionó en la introducción, la hélice es un dispositivo constituido por un número variable de palas (2, 3, 4...) que, al girar alrededor de un eje producen una fuerza propulsora. Cada pala está formada por un conjunto de perfiles aerodinámicos que van cambiando progresivamente su ángulo de incidencia desde la raíz hasta el extremo (mayor en la raíz, menor en el extremo).

La hélice está acoplada directamente o a través de engranajes o poleas (reductoras) al eje de salida de un motor (de pistón o turbina), el cual proporciona el movimiento de rotación.

Aunque en principio las hélices se construyeron de madera, actualmente se fabrican con materiales más ligeros y resistentes. El empleo de hélices como elemento propulsor en aviación

ha decaído por la progresiva utilización de la propulsión por turbinas de gas, cada vez más potentes, ligeras, y con consumos más ajustados. No obstante, aunque la propulsión por hélice es poco utilizada en aviación comercial, su uso está generalizado en aviones ligeros y para rangos menores que los turbofanos.

3.3 Funcionamiento de la hélice

Los perfiles aerodinámicos que componen una hélice están sujetos a las mismas leyes y principios que cualquier otro perfil aerodinámico, por ejemplo un ala. Cada uno de estos perfiles tiene un ángulo de ataque, respecto al viento relativo de la pala que en este caso es cercano al plano de revolución de la hélice, y un paso (igual al ángulo de incidencia). El giro de la hélice, que es como si se hicieran rotar muchas pequeñas alas, acelera el flujo de aire hacia el borde de salida de cada perfil, a la vez que deflecta este hacia atrás (lo mismo que sucede en un ala). Este proceso da lugar a la aceleración hacia atrás de una gran masa de aire, movimiento que provoca una fuerza de reacción que es la que propulsa el avión hacia adelante.

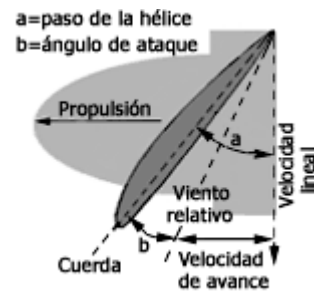


Figura 3.2 Ángulos de la hélice

Las hélices se fabrican con "torsión", cambiando el ángulo de incidencia de forma decreciente desde el eje (mayor ángulo) hasta la punta (menor ángulo). Al girar a mayor velocidad el extremo que la parte más cercana al eje, es necesario compensar esta diferencia para producir una fuerza de forma uniforme. La solución consiste en disminuir este ángulo desde el centro hacia los extremos, de una forma progresiva, y así la menor velocidad pero mayor ángulo en el centro de la hélice se va igualando con una mayor velocidad pero menor ángulo hacia los extremos. Con esto, se produce una fuerza de forma uniforme a lo largo de toda la hélice, reduciendo las tensiones internas y las vibraciones.

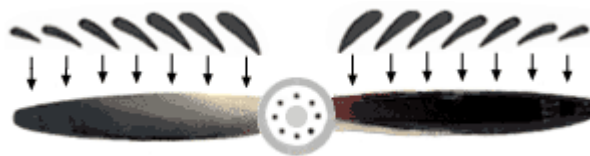


Figura 3.3 Perfiles y ángulos de incidencia

Un punto crítico en el diseño radica en la velocidad con que giran los extremos, porque si está próxima a la del sonido (régimen transónico), se produce una gran disminución en el rendimiento. Este hecho pone límites al diámetro y las r.p.m. de las hélices, y es por lo que en algunos aviones se intercala un mecanismo reductor basado en engranajes o poleas, entre el eje de salida del motor y la hélice.

La fuerza de propulsión del aeroplano está directamente relacionada con la cantidad de aire que mueve y la velocidad con que lo acelera; depende por tanto del tamaño de la hélice, de su paso, y de su velocidad de giro. Su diseño, forma, número de palas, diámetro, etc... Debe ser el adecuado para la gama de velocidades en que puede operar el avión. Una hélice bien diseñada puede dar un rendimiento de hasta 0,9 sobre un ideal de 1.

Con independencia del número de palas (2, 3, 4...), las hélices se clasifican básicamente en hélices de paso fijo y hélices de paso variable. Se denomina paso de la hélice al ángulo que forma la cuerda de los perfiles de las palas con el plano de rotación de la hélice.

3.4 Tipos de hélice

3.4.1 Paso fijo

En este tipo, el paso está impuesto por el mejor criterio del diseñador del aeroplano y no es modificable por el piloto. Este paso es único para todos los regímenes de vuelo, lo cual restringe y limita su eficacia; una buena hélice para despegues o ascensos no es tan buena para velocidad de crucero, y viceversa. Una hélice de paso fijo es como una caja de cambios con una única velocidad; compensa su falta de eficacia con una gran sencillez de funcionamiento.

En aviones equipados con motores de poca potencia, la hélice suele ser de diámetro reducido, y está fijada directamente como una prolongación del cigüeñal del motor; las r.p.m. de la hélice son las mismas que las del motor. Con motores más potentes, la hélice es más grande para poder absorber la fuerza desarrollada por el motor; en este caso entre la salida del motor y la hélice se suele interponer un mecanismo reductor y las r.p.m. de la hélice difieren de las r.p.m. del motor.

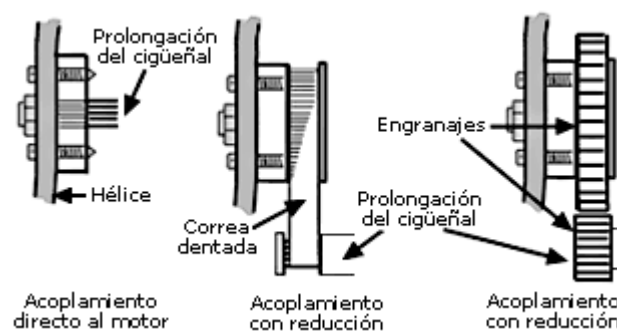


Figura 3.4 Acoplamientos de hélices de paso fijo

3.4.2 Paso variable

Este tipo de hélice, permite al piloto ajustar el paso, acomodándolo a las diferentes fases de vuelo, con lo cual obtiene su rendimiento óptimo en todo momento. El ajuste se realiza mediante la palanca de paso de la hélice, la cual acciona un mecanismo que puede ser mecánico, hidráulico o eléctrico. En algunos casos, esta palanca solo tiene dos posiciones: paso corto

(menor ángulo de las palas) y paso largo (mayor ángulo de las palas), pero lo más común es que pueda seleccionar cualquier paso comprendido entre un máximo y un mínimo.

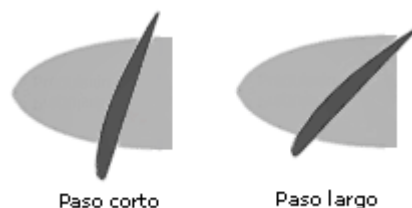


Figura 3.5 Hélice de paso variable

Para entender cómo funciona el paso variable, partimos de:

- La mayoría de los motores de combustión interna obtienen su máxima potencia en un punto cercano al máximo de r.p.m.
- La potencia requerida para volar de forma económica a velocidad de crucero es usualmente menor a la potencia máxima.

El paso corto, implica menor ángulo de ataque de la pala y por tanto menor resistencia inducida, por lo que la hélice puede girar más libre y rápidamente, permitiendo el mejor desarrollo de la potencia del motor. Esto le hace el paso idóneo para maniobras en las que se requiere máxima potencia: despegue y ascenso, aunque no es un paso adecuado para régimen de crucero.

Este paso es como las marchas cortas (1ª, 2ª) de la caja de cambios de un automóvil, que se emplean para arrancar o subir cuestas empinadas pero no son eficientes para viajar por autopista. Con estas marchas el motor de un automóvil alcanza rápidamente su máximo de r.p.m., lo mismo que el motor de un avión con paso corto en la hélice.

El paso largo, supone mayor ángulo de ataque y por ello mayor resistencia inducida, lo que conlleva menos r.p.m. en la hélice y peor desarrollo de la potencia del motor, pero a cambio se mueve mayor cantidad de aire. Con este paso, decrece el rendimiento en despegue y ascenso, pero sin embargo se incrementa la eficiencia en régimen de crucero. Volviendo al ejemplo de la caja de cambios, este paso es como las marchas largas (4ª, 5ª), que son las más adecuadas para viajar por autopista pero no para arrancar o subir una cuesta empinada. Con estas marchas, el motor del automóvil no desarrolla sus máximas r.p.m., pero se obtiene mejor velocidad con un consumo más económico, exactamente lo mismo que un avión con la hélice puesta en paso largo.

En algunos manuales, se identifica el paso corto con velocidades pequeñas del avión debido a que las maniobras en las cuales está indicado este paso (despegue, ascenso...) implican baja velocidad en el avión. Por la misma razón se identifica el paso largo con altas velocidades (crucero...).

3.4.3 Velocidad constante

Es una hélice de paso variable, cuyo paso se regula de forma automática, manteniendo fija la velocidad de giro de la hélice, con independencia de los cambios de potencia en el motor. Estas hélices tienen un regulador que ajusta el paso de las palas para mantener las revoluciones seleccionadas por el piloto, utilizando más eficazmente la potencia del motor para cualquier régimen de vuelo.

3.4.4 Notas

Las hélices modernas, sobre todo aquellas que equipan a aviones bimotores o comerciales, tienen un mecanismo que en caso de fallo de motor permite ponerlas "en bandera", es decir, presentando al viento el perfil de la hélice que ofrece menor resistencia. En algunos aeroplanos equipados con motores muy potentes, es posible invertir el paso de la hélice para ayudar en la frenada y hacer más corta la carrera de aterrizaje.

La densidad del aire es un factor que interviene en el rendimiento tanto de la hélice como del motor: a mayor densidad mayor rendimiento. Puesto que la densidad disminuye con la altura, a mayor altura menor rendimiento de la hélice y del motor.

Se denomina paso geométrico a la distancia horizontal teórica que avanza una hélice en una revolución. Pero como el aire no es un fluido perfecto, la hélice "resbala" y avanza algo menos. Este avance real, se conoce como paso efectivo. Es obvio que el resbalamiento de la hélice es igual a la diferencia entre ambos pasos.



Figura 3.6 Paso efectivo y geométrico

En aviones monomotor, la hélice gira en el sentido de las agujas del reloj, vista desde el asiento del piloto. Para contrarrestar la guiñada adversa producida por la hélice, en algunos aviones con más de un motor, las hélices de un ala giran en un sentido y las de la otra en sentido contrario.

La hélice necesita unos cuidados básicos para que no pierda efectividad: mantenerla libre de suciedad, melladuras, grietas,... Cuando se rueda en terrenos no asfaltados, debe hacerse con precaución para evitar que las piedras levantadas por el aire de la hélice la golpeen, pudiendo producirle melladuras o fisuras. Por la misma razón, si la pista es asfaltada pero no así sus accesos o calles de rodaje, conviene realizar la prueba de motores si es posible sobre la pista.

3.5 Teoría de la hélice

Hay varios métodos para calcular los factores de funcionamiento de las hélices. A continuación se explican algunos métodos de cálculo que pueden utilizarse de manera apropiada para el cálculo computacional y generar cálculos con una precisión considerable. Aunque en nuestro caso el método de estudio será únicamente el de la Teoría del Elemento Finito de Pala, es recomendable recordar otras teorías y las diferencias entre ellas.

Antes de empezar a explicar estos métodos, se mostrarán las expresiones adimensionales para el empuje, potencia y rendimiento. Estas expresiones son similares a las de los coeficientes de sustentación y resistencia usadas para caracterizar los perfiles aerodinámicos y muestran cómo el rendimiento de una hélice varía con su escala o con la velocidad de rotación. El coeficiente de tracción C_T , coeficiente de potencia C_P y el rendimiento η se muestran en las fórmulas a continuación.

$$C_T = \frac{T}{\rho \cdot n^2 \cdot D^4}$$
$$C_P = \frac{P_m}{\rho \cdot n^3 \cdot D^5}$$
$$\eta_P = J \cdot \frac{C_T}{C_P}$$

Donde n es la velocidad de rotación, D es el diámetro de la hélice, ρ es la densidad del aire y J el parámetro de avance.

3.5.1 Teoría de la cantidad de movimiento

Esta teoría se aplica a los sistemas propulsivos donde el gas que produce el trabajo es total o principalmente aire atmosférico. En estos sistemas, el trabajo se realiza sobre el aire de la atmósfera, es decir, se incrementa su energía. Este incremento de energía se usa para aumentar el momento de reacción del aire, esta reacción se denomina empuje en un motor a reacción o tracción en un motor de hélice.

La teoría se basa en el concepto del disco actuador ideal. Esto es un disco infinitamente delgado de área S el cual no ofrece resistencia al aire que pasa a través de él. El aire que pasa a través del disco recibe energía del disco en forma de presión, esta energía se va añadiendo de forma uniforme sobre toda la superficie del disco. Se asume que la velocidad del aire a través del disco es constante a lo largo y ancho de toda su área y que toda la energía transferida al disco se traspa íntegramente al aire.

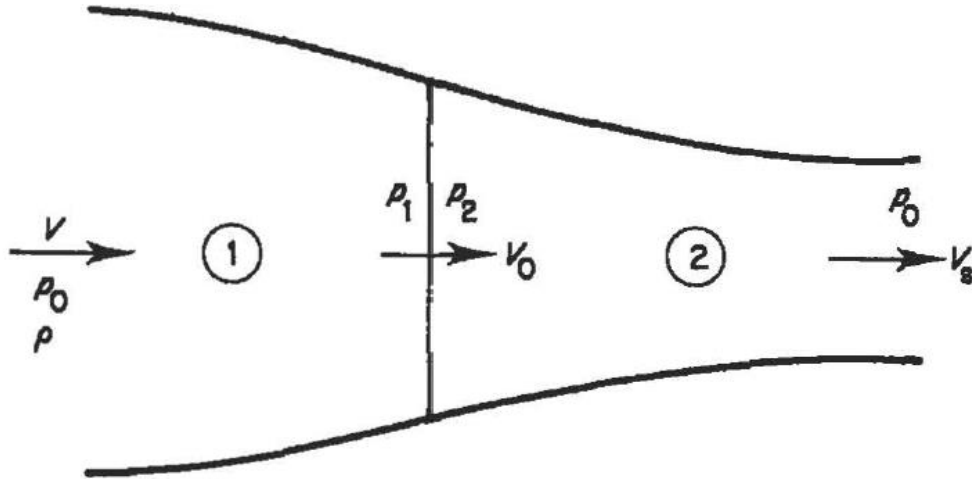


Figura 3.7 Disco actuador ideal y la corriente de flujo

Consideremos el sistema de la Figura 3.7. La figura representa un disco actuador en reposo en un fluido que, aguas arriba del disco y muy lejano a él se mueve de manera uniforme con una velocidad V y tiene una presión de p_0 . Las dos curvas simétricas representan las líneas de flujo que separan el fluido que pasa a través del disco del que no. Según se acerca el fluido contenido entre las dos líneas de corriente hacia el disco, el flujo se acelera hasta una velocidad V_0 mientras su presión va reduciéndose hasta p_1 . En el disco, la presión se incrementa hasta p_2 pero la continuidad “prohíbe” un cambio instantáneo de velocidad. Tras el disco, el aire se expande y acelera hasta que, ya lejos del mismo y aguas abajo su presión vuelve a ser p_0 y su velocidad V_s . El fluido entre las líneas de corriente tras el disco se conoce como estela.

Por unidad de tiempo:

$$\text{masa de fluido a través del disco} = \rho \cdot S \cdot V_0$$

Incremento de la cantidad de movimiento de la masa de fluido

$$= \rho \cdot S \cdot (V_s - V) \quad (3.1)$$

y por tanto el empuje del disco es

$$T = \rho \cdot S \cdot V_0 (V_s - V) \quad (3.2)$$

El empuje se puede calcular también utilizando las presiones de los dos lados del disco, de la siguiente manera

$$T = S(p_2 - p_1) \quad (3.3)$$

Por tanto el fluido se puede dividir en dos regiones 1 y 2, en las cuales podemos aplicar la ecuación de Bernoulli. Dado que el disco entrega energía al fluido, la ecuación de Bernoulli no puede ser aplicada desde una región a la otra. Entonces

$$p_0 + \frac{1}{2}\rho \cdot V^2 = p_1 + \frac{1}{2}\rho \cdot V_0^2 \quad (3.4)$$

y

$$p_2 + \frac{1}{2}\rho \cdot V_0^2 = p_0 + \frac{1}{2}\rho \cdot V_S^2 \quad (3.5)$$

de las dos ecuaciones anteriores se obtiene

$$(p_2 + \frac{1}{2}\rho \cdot V_0^2) - (p_1 + \frac{1}{2}\rho \cdot V_0^2) = (p_0 + \frac{1}{2}\rho \cdot V_S^2) - (p_0 + \frac{1}{2}\rho \cdot V^2) \quad (3.6)$$

lo que puede reducirse a lo siguiente

$$p_2 - p_1 = \frac{1}{2}\rho(V_S^2 - V^2) \quad (3.7)$$

Sustituyendo esta ecuación en la del empuje en función de las presiones, igualando a la expresión del empuje en función de las velocidades y simplificando obtenemos la siguiente expresión:

$$\frac{1}{2}\rho \cdot S(V_S^2 - V^2) = \rho \cdot S \cdot V_0(V_S - V) \quad (3.8)$$

y dividiendo esto por $\rho \cdot S \cdot (V_S - V)$ nos da

$$V_0 = \frac{1}{2}(V_S + V) \quad (3.9)$$

lo que nos demuestra que la velocidad a través del disco es la media aritmética de las velocidades antes y después del mismo. Además, si la velocidad en el disco V_0 la escribimos como

$$V_0 = V(1 + a) \quad (3.10)$$

y sustituyendo en la ecuación anterior

$$V_S + V = 2 \cdot V_0 = 2 \cdot V \cdot (1 + a) \quad (3.11)$$

y por consiguiente

$$V_S = V(1 + 2a) \quad (3.12)$$

La cantidad a se denomina el factor de entrada.

Ahora la unidad de masa del fluido aguas arriba del disco tiene una energía cinética de $\frac{1}{2}V^2$ y una energía de presión determinada por p_0 , mientras que la misma masa de fluido aguas abajo del disco tiene, después de haber atravesado el mismo, una energía cinética de $\frac{1}{2}V_s^2$ y una energía de presión determinada también por p_0 . Así una unidad de masa de fluido recibe un incremento de energía de $\frac{1}{2}(V_s^2 - V^2)$ al pasar por el disco. Por tanto el incremento de energía del sistema fluido, dE/dt , es dado por

$$\frac{dE}{dt} = \frac{1}{2}\rho \cdot S \cdot V_0 \cdot (V_s^2 - V^2) \quad (3.13)$$

Este ratio de incremento de energía del fluido es, de hecho, la potencia suministrada al disco actuador.

Ahora imaginemos que el disco se está moviendo de derecha a izquierda a una velocidad V en el fluido inicialmente estacionario, el trabajo realizado es por tanto TV . Por lo que el rendimiento del disco como sistema propulsivo es

$$\eta = \frac{TV}{\frac{1}{2}\rho S V_0 (V_s^2 - V^2)} \quad (3.14)$$

y sustituyendo T de la Ecuación (3.2) nos da

$$\begin{aligned} \eta &= \frac{\rho S V_0 (V_s - V)V}{\frac{1}{2}\rho S V_0 (V_s^2 - V^2)} \\ &= \frac{V}{\frac{1}{2}(V_s + V)} \end{aligned} \quad (3.15)$$

Esta expresión es la del rendimiento propulsivo ideal o rendimiento de Froude para los sistemas propulsivos.

En la práctica el papel del disco actuador ideal lo juega una hélice real o un motor a reacción, lo que violaría algunas de las suposiciones que se han hecho. Cualquier idea alejada de las suposiciones hechas sobre el modelo ideal hace que el rendimiento final sea menor al calculado, por lo que el rendimiento de un sistema propulsivo en la práctica será siempre menor al rendimiento de Froude calculado para un disco ideal de la misma superficie y produciendo el mismo empuje bajo las mismas condiciones.

La ecuación (3.15) puede ser tratada para obtener diversas expresiones para la eficiencia, cada una de las cuales puede ser útil para un uso. De esta forma

$$\begin{aligned}\eta &= \frac{V}{\frac{1}{2}(V_s + V)} \\ &= \frac{2}{1 + (V_s/V)}\end{aligned}\quad (3.16)$$

$$= \frac{V}{V_0} \quad (3.17)$$

$$= \frac{1}{1 + a} \quad (3.18)$$

También, ya que la potencia útil $= TV$, y la eficiencia es $= V/V_0$, la potencia suministrada será

$$P = \frac{TV}{V/V_0} = TV_0 \quad (3.19)$$

La ecuación (3.16) es de un interés particular. Esta expresión muestra que, para una velocidad de vuelo dada V , el rendimiento decrece al aumentar V_s . Ya que el empuje se obtiene acelerando una masa de aire. Consideremos dos casos extremos. En el primero, una gran masa de aire se ve afectada por el disco, por lo que el diámetro del disco será grande. Entonces el incremento de velocidad del aire que se requiere es pequeño, por tanto V_s/V será muy cercano a la unidad y el rendimiento será relativamente alto. En el segundo caso, el disco de menor diámetro afecta a una masa de aire más pequeña, requiriendo así un gran incremento de velocidad para el mismo empuje. Así V_s/V , es mayor, lo que nos lleva a un rendimiento bajo. Por tanto para obtener un empuje dado obteniendo a la vez una eficiencia alta es necesario utilizar el diámetro más grande que sea posible.

Una hélice afecta a una gran masa de aire, y por tanto tiene un alto rendimiento propulsivo. Un turborreactor simple o un ramjet, por otro lado, se asemeja más al segundo caso considerado anteriormente, acelera mucho el fluido pero afecta a una masa de aire menor, por consiguiente se obtiene un rendimiento propulsivo menor. Sin embargo, a altas velocidades la compresibilidad produce una disminución notable del rendimiento propulsivo en las hélices, por lo que a partir de ciertas velocidades proporciona más ventajas el uso de motores a reacción. Para aumentar el rendimiento propulsivo de los turborreactores se introdujo el uso de los turbofans. En este tipo de motores tan solo una parte del aire se comprime totalmente y pasa por las cámaras de combustión y turbinas. El resto es ligeramente comprimido y dirigido alrededor de las cámaras de combustión. Esta parte del flujo se expulsa a una velocidad relativamente baja, produciendo empuje con un rendimiento relativamente alto. El aire que pasa a través de las cámaras de combustión es expulsado a alta velocidad, produciendo empuje pero con un rendimiento relativamente menor. El conjunto final produce un rendimiento más

alto que un turborreactor simple del mismo empuje. El turbohélice es, en efecto, una forma más de turbofan o bypass donde la mayor parte del empuje es generado con gran rendimiento. Se puede obtener otra ecuación muy útil expresando la ecuación (3.2) de un modo distinto:

$$T = \rho S V_0 (V_S - V) = \rho S V (1 + a) [V (1 + 2a) - V] = 2 \rho S V^2 a (1 + a) \quad (3.20)$$

3.5.2 Coeficientes de la hélice

El rendimiento de una hélice puede determinarse mediante modelos de prueba. Como suele ocurrir con cualquier modelo es necesario encontrar la manera de relacionar el rendimiento de estos con el del modelo a escala real, para ello se usa el análisis dimensional. Esto hace que sea necesario el uso de determinados coeficientes, análogos a la sustentación y resistencia pero que sean independientes del tamaño de la hélice. Estos coeficientes también sirven para especificar las características de las hélices de manera muy acertada, los cuales pueden ser calculados mediante la Teoría del Elemento Finito de Pala (ver apartado 3.6) para el diseño de aeronaves.

Coeficiente de tracción C_T

Consideremos una hélice de diámetro D girando a n revoluciones por minuto, movida por un eje que aplica un par Q , y produciendo un empuje de T . Las características del fluido se definen por su densidad ρ , su viscosidad cinemática ν y su módulo de elasticidad K . La velocidad del aire por delante de la hélice es V . Entonces se asume que

$$T = h(D, n, \rho, \nu, K, V) = C D^a n^b \rho^d \nu^e K^f V^f \quad (3.21)$$

Entonces, poniendo esta expresión en su forma dimensional,

$$[MLT^{-2}] = [L^a T^{-b} (ML^{-3})^c (L^2 T^{-1})^d (ML^{-1} T^{-2})^e (LT^{-1})^f]$$

Separando la anterior expresión en tres ecuaciones fundamentales nos da

$$(M) \quad 1 = c + e$$

$$(L) \quad 1 = a - 3c + 2d - e + f$$

$$(T) \quad 2 = b + d + 2e + f$$

Y resolviendo esas tres ecuaciones para a , b y c en función de d , e y f nos da

$$a = 4 - 2e - 2d - f$$

$$b = 2 - d - 2e - f$$

$$c = 1 - e$$

Y sustituyendo estos resultados en la ecuación (3.21) da

$$T = C D^{4-2e-2d-f} n^{2-d-2e-f} \rho^{1-e} v^d K^e V^f$$

$$= C \rho n^2 D^4 f \left[\left(\frac{v}{D^2 n} \right)^d \left(\frac{K}{\rho D^2 n^2} \right)^e \left(\frac{V}{nD} \right)^f \right] \quad (3.22)$$

Considerando los tres factores dentro de los paréntesis.

- i. $v/(D^2 n)$; el producto de Dn es un múltiplo de la componente de rotación de la velocidad de la punta de pala, y por tanto el factor completo tiene la forma de $v/(\text{longitud} \times \text{velocidad})$; y es por tanto inversamente proporcional al número de Reynolds. Por tanto para garantizar la igualdad de los números de Reynolds entre el modelo y la escala real hay que prestar atención a este término.
- ii. $K/\rho D^2 n^2$; $K/\rho = a^2$, donde a es la velocidad del sonido en el fluido. Como ya se ha explicado anteriormente, Dn está relacionado con la velocidad de punta de pala y por tanto este factor completo está relacionado con $(\text{velocidad del sonido}/\text{velocidad})^2$, por tanto está relacionado con el número de Mach en la punta de pala. Entonces es necesario tener en cuenta este término a la hora de convertir el modelo a escala real para vigilar el Mach en la punta de pala.
- iii. V/nD ; V es la velocidad de avance de la hélice, y por tanto V/n es la distancia de avance por revolución. Entonces V/nD es el avance por revolución expresado como múltiplo del diámetro de la hélice, esto se conoce como parámetro de avance, escrito comúnmente como J .

Entonces la ecuación (3.22) puede ser escrita como

$$T = C \rho n^2 D^4 h(Re, M, J) \quad (3.23)$$

La constante C y la función $h(Re, M, J)$ normalmente se obtienen de forma conjunta y denominadas coeficiente de tracción C_T . Por tanto para finalizar

$$T = C_T \rho n^2 D^4 \quad (3.24)$$

C_T es entonces una cantidad adimensional que depende del diseño del Re , M , J y del diseño de la hélice. Esta dependencia puede hallarse de manera experimental, o mediante la Teoría del Elemento de Pala.

Coeficiente de par C_Q

El torque o par Q es una fuerza multiplicada por una longitud, la ecuación que sigue muestra una expresión para el par

$$Q = C_Q \rho n^2 D^5 \quad (3.25)$$

Donde C_Q es el coeficiente de par que, al igual que C_T , depende del diseño de la hélice, del número de Reynolds, el Mach y el parámetro de avance J .

Rendimiento η

La potencia suministrada a una hélice es P_{in} donde

$$P_{in} = 2\pi n Q \quad (3.26)$$

mientras que la potencia de salida útil es P_{out} donde

$$P_{out} = TV \quad (3.27)$$

Por tanto, el rendimiento o eficiencia η de la hélice viene dado por

$$\begin{aligned} \eta &= \frac{TV}{2\pi n Q} = \frac{C_T \rho n^2 D^4 V}{C_Q \rho n^2 D^5 2\pi n} \\ &= \frac{1}{2\pi n Q} \frac{C_T}{C_Q} \frac{V}{nD} = \frac{1}{2\pi} \frac{C_T}{C_Q} J \end{aligned} \quad (3.28)$$

Coeficiente de potencia C_p

La potencia requerida para mover una hélice es

$$P = 2\pi n Q = 2\pi n (C_Q \rho n^2 D^5) = 2\pi C_Q \rho n^3 D^5 \quad (3.29)$$

El coeficiente de potencia C_p , viene entonces definido por

$$P = C_p \rho n^3 D^5 \quad (3.30)$$

y por tanto

$$C_p = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (3.31)$$

Por comparación de las ecuaciones (3.29) y (3.30) puede verse que

$$C_p = 2\pi C_Q \quad (3.32)$$

Entonces, de la ecuación (3.28) obtenemos que el rendimiento de una hélice es

$$\eta = J \left(\frac{C_T}{C_p} \right) \quad (3.33)$$

Factor de Actividad AF

El factor de actividad es una medida de la capacidad que tiene la hélice de absorber potencia, el cual, para un rendimiento óptimo, debe ser ajustado con precisión acorde a la potencia producida por el motor.

Consideremos una hélice de diámetro D girando a n revoluciones con una velocidad de avance nula. Consideremos también un elemento particular de la pala a un radio r , siendo la cuerda del elemento c . La hélice en general producirá empuje y por tanto habrá un flujo a través del disco pasando a una velocidad finita. Ignoremos por el momento este flujo. Entonces los movimientos y fuerzas en este elemento considerado serán los de la Figura 3.8.

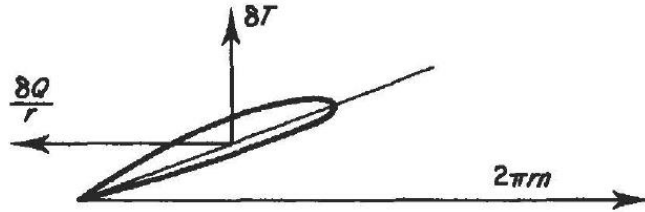


Figura 3.8

$$\frac{\delta Q}{r} = C_D \frac{1}{2} \rho (2\pi n r)^2 c \delta r \quad (3.34)$$

y por tanto el par asociado a este elemento será

$$\delta Q = 2\pi^2 \rho C_D n^2 (c r^3) \delta r \quad (3.35)$$

Se asume que el C_D es constante para todas las secciones de la pala. Esto normalmente no será cierto ya que parte de la pala estará en pérdida. Sin embargo, esta asunción es perfectamente aceptable para entender el concepto de factor de actividad. Entonces el par total requerido para mover una hélice con N palas es

$$Q = 2\pi C_D N n^2 \int_{raíz}^{punta} c r^3 dr \quad (3.36)$$

De este modo la potencia absorbida por la hélice en condición estática es aproximadamente

$$P = 2\pi n Q = 4\pi^3 \rho C_D N n^3 \int_{raíz}^{punta} c r^3 dr \quad (3.37)$$

En la práctica, la raíz de la pala está normalmente cubierta por el *spinner* de la hélice, por lo que el límite inferior de la integral se suele tomar por convenio $0.15r$. De esta manera

$$P = 4\pi^3 \rho C_D N n^3 \int_{0.15r}^r c r^3 dr \quad (3.38)$$

Por tanto, definiendo el factor de actividad AF como

$$AF = \frac{10^5}{D^5} \int_{0.15r}^r c r^3 dr \quad (3.39)$$

nos lleva a

$$P = 4\pi^3 \rho C_D N n^3 \left(\frac{D}{10}\right)^5 \times (AF) \quad (3.40)$$

3.5.3 Paso de la hélice

Por analogía con la rosca de un tornillo, el paso de una hélice es el avance por revolución. Esta definición, tal cual, se queda corta para su uso en hélices. Consideremos de nuevo dos casos extremos. Si la hélice está girando a 2000 rpm mientras el avión está parado, el avance por revolución es cero. Por otro lado, si el avión está planeando con el motor parado el avance por revolución será infinito. Por tanto el paso puede tomar cualquier valor y no es muy útil para describir una hélice. Para abordar este hecho se definen dos medidas para el paso de la hélice.

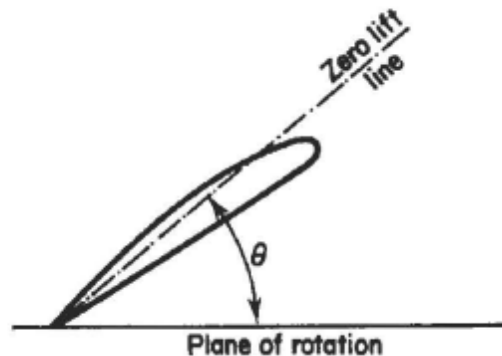


Figura 3.9

Paso geométrico

Consideremos la sección de pala de la Figura 3.9, en un radio r desde el eje de la hélice. La línea punteada indica la línea de cero sustentación de la sección, es decir, la dirección del fluido en la cual esta sección no genera sustentación. El paso geométrico de este elemento es $2\pi r \tan \theta$. Esta expresión correspondería al paso de una hélice de radio r y ángulo de hélice de $(90-\theta)$ grados. El paso geométrico es normalmente constante para todas las secciones de una hélice dada. En algunos casos, sin embargo, el paso varía de sección a sección de la pala. En dichos casos, se toma el paso geométrico de la sección en el 75% del radio, y se le llama paso geométrico de la hélice.

Como su nombre indica, el paso geométrico depende únicamente de la geometría de las palas. Es por tanto una longitud determinada para una hélice dada y no depende de las condiciones de funcionamiento del instante concreto. Sin embargo, como ya se ha visto en la sección 3.4 Tipos de hélice, algunas hélices tienen paso variable.

Efecto del paso geométrico en el rendimiento de la hélice

Consideremos dos hélices que se diferencian únicamente en el paso de sus palas. Consideremos la sección de una de sus palas en el 75% de su radio, como se ve en la Figura 3.10. La hélice de la Figura 3.10a tiene un paso pequeño, mientras que la de la Figura 3.10b tiene un paso mayor. Cuando la aeronave está en reposo, como en el inicio de la carrera de despegue, La

velocidad del aire relativa a la sección de la pala es la resultante V_R de la velocidad debido a la rotación $2\pi r$, y a la velocidad del fluido V_{in} . La sección de la pala de paso pequeño trabaja a una incidencia razonable, la sustentación δL será grande mientras que la resistencia δD será pequeña. Por tanto el empuje δT será grande y el par δQ pequeño, con lo que la hélice estará funcionando de forma eficiente. La sección de la hélice de paso grande, por otro lado estará en pérdida y por tanto dará una pequeña sustentación y una gran resistencia. En este caso, el empuje será pequeño y el par grande, por lo que la hélice tendrá poco rendimiento. Alta velocidad la situación es muy diferente como se ve en la Figura 3.10C. En este caso la sección de la pala de paso largo está trabajando de manera eficiente, mientras que la de paso corto ahora da un empuje negativo, lo que puede llevar a una situación denominada molinillo, en la que el motor puede resultar dañado.

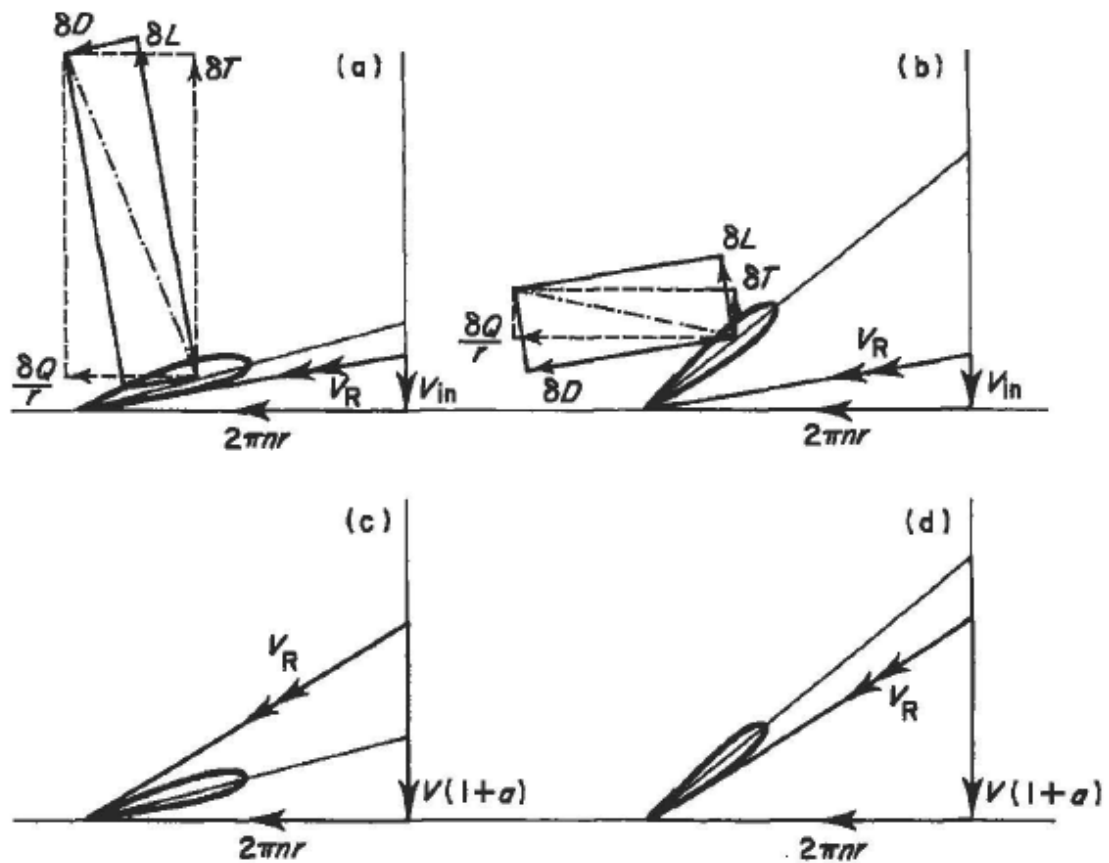


Figura 3.10 Sección $0,75r$ de dos palas con diferente paso

Por lo tanto una hélice que tenga un paso adecuado para baja velocidad y despegue tendrá bajo rendimiento en altas velocidades, y viceversa. Esto fue el factor más importante que limitó el desempeño de los primeros aviones a motor. Se logró un gran avance como consecuencia del invento de la hélice de doble paso. Estas hélices tienen unas palas que pueden girar sobre sí mismas y fijarse en dos posiciones. Una de las posiciones daba un paso adecuado para el

despegue y ascenso mientras que la otra daba un paso más largo para crucero y vuelo a gran velocidad. Consideremos la Figura 3.11 que muestra las variaciones típicas del rendimiento η con J para paso pequeño y paso grande.

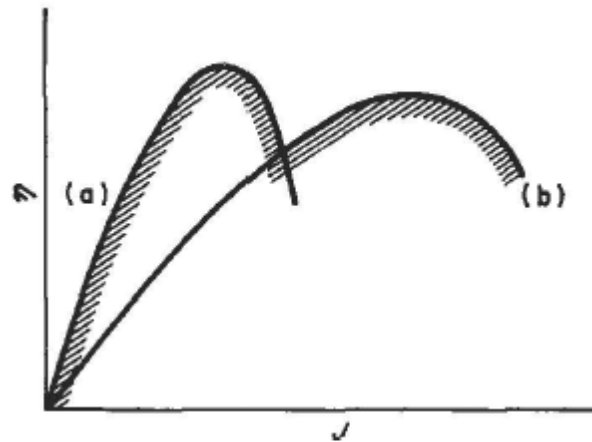


Figura 3.11 Rendimiento para una hélice de dos pasos

Para bajos parámetros de avance, lo que correspondería a despegue y vuelo a baja velocidad, el paso bajo es mucho mejor mientras que para altas velocidades se obtiene mejor rendimiento con un paso grande. Si el paso se puede variar entre esos dos valores el rendimiento general vendría dado por la línea discontinua de la Figura 3.12, la cual es claramente mejor que para pasos fijos.

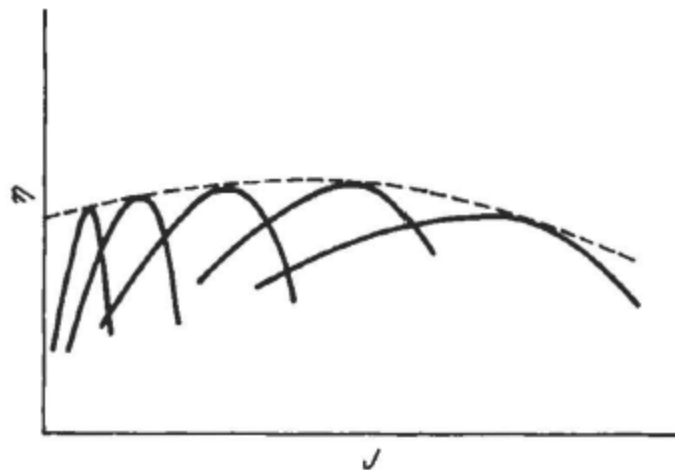


Figura 3.12 Rendimiento para una hélice de velocidad constante (paso variable)

La investigación y estudios sobre estos temas condujeron al desarrollo de la hélice de velocidad variable en la cual el paso es infinitamente variable entre dos límites determinados. Un mecanismo en el *hub* de la hélice varía el paso para mantener la velocidad del motor constante, permitiendo que el motor trabaje a su velocidad de máximo rendimiento. La variación del paso también consigue que la hélice pueda trabajar en óptimas condiciones para

cualquier punto del vuelo. La Figura 3.12 muestra la variación del rendimiento según el parámetro de avance J para un número determinado de configuraciones. Ya que el paso de la pala puede tomar cualquier valor entre las curvas dibujadas, el rendimiento de la hélice varía con J como se ve en la línea discontinua, la cual es la envolvente de todas las curvas de rendimiento η para todas las configuraciones de paso. El requisito de una hélice deberá ser que trabaje siempre a máximo rendimiento para que así se absorba toda la energía producida por el motor que girará a una determinada velocidad constante, lo cual se consigue mediante el emparejamiento¹ adecuado de la hélice.

La hélice de velocidad constante requiere de un mecanismo de abanderamiento y reversa. En el abanderamiento, el paso geométrico se hace tan largo que las secciones de la pala son casi paralelas a la dirección del vuelo. Esto se usa para reducir la resistencia y para prevenir que la hélice mueva el motor (molinillo) en caso de fallo de motor. Para la reversa, el paso se hace negativo, por lo que se consigue que la hélice de una tracción en sentido contrario al vuelo para así asistir en la frenada tras el aterrizaje.

3.5.4 Solidez de la hélice

Se denomina solidez de la hélice S a la relación entre la superficie A_p ocupada por las palas y la superficie frontal barrida por la hélice A .

$$S = \frac{A_p}{A}$$

En el cálculo simple de la hélice la solidez S se determina con la expresión siguiente.

$$S = \frac{0.872}{\lambda} - 0.086 \text{ para } \lambda < 10.$$

Por otro lado, considerando un valor medio de la cuerda \bar{c} , la solidez es

$$\bar{c} = \frac{S \pi R}{N}$$

Siendo N el número de palas.

3.6 Teoría del elemento finito de pala

La pala de una hélice (Figura 3.13) es simplemente un perfil aerodinámico rotatorio, similar al ala de un avión, el cual produce sustentación y resistencia. El perfil también crea empujes inducidos debido a los vórtices que genera. Los dos parámetros más importantes del diseño y análisis de una hélice son tanto el empuje como el par que es capaz de producir.

¹ Del término inglés “*matching*” que hace referencia a adecuar una hélice para que su funcionamiento con un determinado motor sea el óptimo.

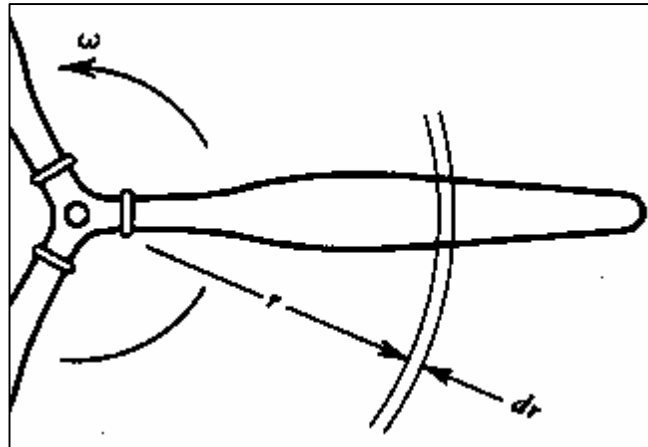


Figura 3.13 Pala de hélice

3.6.1 Limitaciones del modelo

La teoría del elemento de pala tiene, como cualquier otro análisis puramente teórico, limitaciones que es conveniente tener en cuenta:

- La TEP asume que cada sección de la pala se comporta como un perfil bidimensional, sin influencia de las secciones adyacentes.
- Requiere de un modelo de velocidad inducida obtenido, por ejemplo, mediante TCM, teoría de vórtices, experimentos, etc. Algunos efectos tridimensionales pueden ser incluidos a través de estos modelos.
- Las actuaciones del rotor se pueden obtener integrando las fuerzas aerodinámicas a lo largo de la pala y haciendo un promedio en una revolución.
- Se trata de una formulación local por lo que se necesita una descripción más detallada de la configuración del rotor:
 - Torsión geométrica de la pala
 - Cuerdas de las secciones aerodinámicas
 - Características aerodinámicas bidimensionales de las secciones
 - Distribución local de velocidad inducida en el plano del rotor

3.6.2 Hipótesis

Las siguientes cláusulas recogen los puntos principales de la hipótesis que se toma como válida a la hora de aplicar la TEP.

- Se considera el movimiento con un número de Reynolds mucho mayor que 1: $Re \gg 1$.
- El movimiento se considera bidimensional y estacionario.

- Las fuerzas aerodinámicas se obtienen de las curvas de sustentación y polar del perfil, considerado como bidimensional.
- No existe interferencia entre palas.
- No se tienen en cuenta efectos de rotación de estela.
- El fluido se considera incompresible y viscoso, por lo que se generará resistencia parásita y no debe aplicarse para números de Mach mayores de 0.4.
- Los efectos tridimensionales se considerarán por métodos semiempíricos.
- La resistencia aerodinámica es de un orden de magnitud menor que la sustentación, $C_D \gg C_D$.
- Este conjunto de hipótesis matemáticamente linealiza el problema.

Esta teoría permite tanto el cálculo directo del rendimiento de una hélice como el diseño de la misma para alcanzar un rendimiento dado.

3.6.3 Sistema de vórtices de la hélice

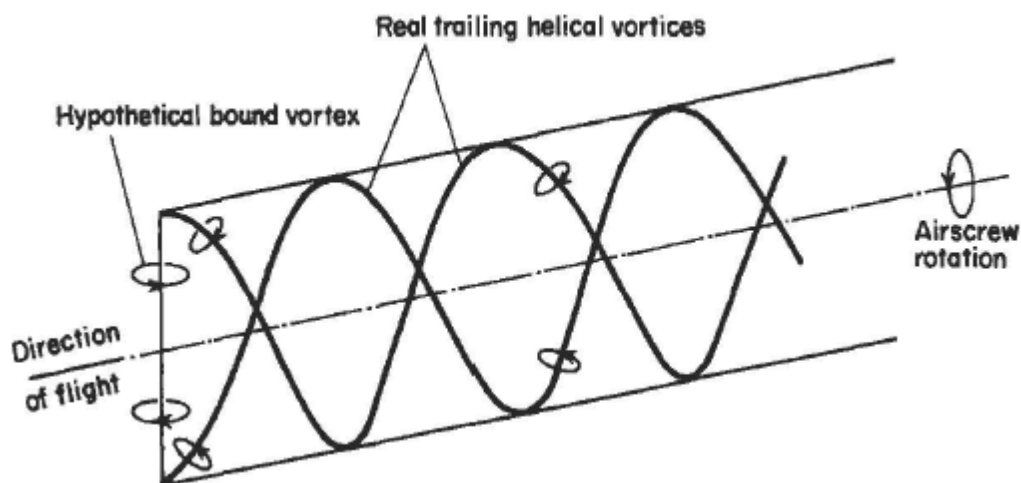


Figura 3.14 Sistema de vórtices simplificado para una hélice de dos palas

La pala de una hélice es una forma de perfil aerodinámico y como tal puede ser reemplazada por un vórtice hipotético ligado a la pala (*hypothetical bound vortex*). Además de los vórtices que se crean en las puntas de las palas (*real trailing helical vortices*). Ya que las puntas en su movimiento van creando una hélice según la hélice rota y avanza, el vórtice tendrá una forma helicoidal. Una hélice de dos palas podría ser reemplazada por el sistema de vórtices de la Figura 3.14. En numerosas ocasiones se han tomado fotografías de aviones despegando en ambientes muy húmedos en los que se podía observar claramente cómo la hélice iba dejando un rastro

helicoidal a su paso, un ejemplo de ello es la Figura 3.15, donde se muestra un Hércules C-130 despegando en el aeropuerto de Witehorse, Canadá.



Figura 3.15 Vórtices de punta de pala (Lundberg)

Interferencia rotacional

La corriente de flujo tras la hélice se encuentra rotando, en el mismo sentido que las palas y alrededor del eje de la hélice. Esta rotación se debe en parte a la circulación alrededor de las palas (vórtice ligado a la pala) y el restante viene inducido por los vórtices de punta de pala. Consideremos tres planos paralelos:

- i. el plano inmediatamente delante de la hélice
- ii. el plano de giro de la hélice
- iii. el plano inmediatamente detrás de la hélice

Por delante de la hélice, en el plano (i) la velocidad angular del flujo es cero. Por tanto en este plano los efectos de los vórtices de pala y de punta de pala se anulan entre ellos. En el plano (ii) la velocidad angular del flujo se debe únicamente a los vórtices de punta, ya que los vórtices ligados a la pala no pueden producir velocidad angular en su propio plano. En el plano (iii) la velocidad angular debida a los vórtices ligados a la pala es igual en magnitud y de sentido contrario a la del plano (i), y el efecto de los vórtices de punta ahora se suma a los anteriores.

Ahora denominemos Ω a la velocidad angular de las palas de la hélice, la velocidad del flujo en el plano de la hélice será $b\Omega$, y la velocidad inducida por los vórtices hipotéticos en los planos anterior y posterior a la hélice serán $\pm\beta\Omega$. Con esto se asume que estos planos son equidistantes al disco de la hélice. Se asume también que la distancia entre los planos es lo

suficientemente pequeña para que el efecto de los vórtices de punta de pala en los tres planos es prácticamente constante. Entonces por delante de la hélice, en el plano (i):

$$(b - \beta)\Omega = 0$$

de lo que se supone que

$$b = \beta$$

Por detrás de la hélice, en el plano (iii), si ω es la velocidad angular del fluido

$$\omega = (b + \beta)\Omega = 2b\Omega$$

Por tanto la velocidad angular del fluido detrás de la hélice es el doble de la del plano de la misma.

3.6.4 Rendimiento de un elemento de pala

Consideremos un elemento, de longitud δr y cuerda c , en el radio r de una pala de hélice. Este elemento tiene una velocidad en el plano de rotación de Ωr . El fluido en sí mismo está rotando en el mismo plano y sentido a $b\Omega$, y por tanto la velocidad del elemento relativa al aire en este plano será $\Omega r(1-b)$. Si la hélice está avanzando a una velocidad V , la velocidad a través del disco será $V(1+a)$, siendo a la afluencia en el radio r . Nótese que en teoría a y b no tienen que ser necesariamente constantes a lo largo del disco. Entonces la velocidad total del flujo relativo a la pala es de V_R como se ve en la Figura 3.16.

Si la línea CC' representa la línea de sustentación nula de la sección de la pala, entonces θ es, por definición, el ángulo de torsión del elemento, relacionado con el paso geométrico, y α será el ángulo de incidencia de la sección. El elemento por tanto estará sometido a las correspondientes fuerzas de sustentación y resistencia, perpendicular y paralelas respectivamente a la velocidad relativa V_R . Los valores de C_L y C_D serán los correspondientes a un perfil bidimensional a un ángulo de ataque α , ya que los efectos tridimensionales han sido tenidos en cuenta mediante el término de interferencia rotacional $b\Omega$. La sustentación y resistencia pueden descomponerse en componentes de empuje y “fuerza-par”, como se ve en la Figura 3.16. En ella δL es la sustentación y δD es la resistencia del elemento. δR es la resultante de las fuerzas aerodinámicas, inclinada un ángulo γ del vector de sustentación. δR se descompone en dos resultantes de empuje δT y de par fuerza $\delta Q/r$, donde δQ es el par requerido para hacer girar el elemento alrededor del eje de la hélice. Entonces

$$\tan(\gamma) = \frac{\delta D}{\delta L} = \frac{C_D}{C_L} \quad (3.41)$$

$$V_R = V(1 + a) \operatorname{cosec}(\phi) = \Omega r(1 - b) \quad (3.42)$$

$$\delta T = \delta R \cos(\phi + \gamma) \quad (3.43)$$

$$\frac{\delta Q}{r} = \delta R \sin(\phi + \gamma) \quad (3.44)$$

$$\tan(\phi) = \frac{V(1+a)}{\Omega r(1-b)} \quad (3.45)$$

El rendimiento del elemento, η_1 , es el coeficiente, potencia útil a la salida/potencia de entrada, por tanto

$$\eta_1 = \frac{V \delta T}{\Omega \delta Q} = \frac{V \cos(\phi + \gamma)}{\Omega r \sin(\phi + \gamma)} \quad (3.46)$$

Y del triángulo de velocidades, y la ecuación (3.45):

$$\frac{V}{\Omega r} = \frac{1-b}{1+a} \tan(\phi)$$

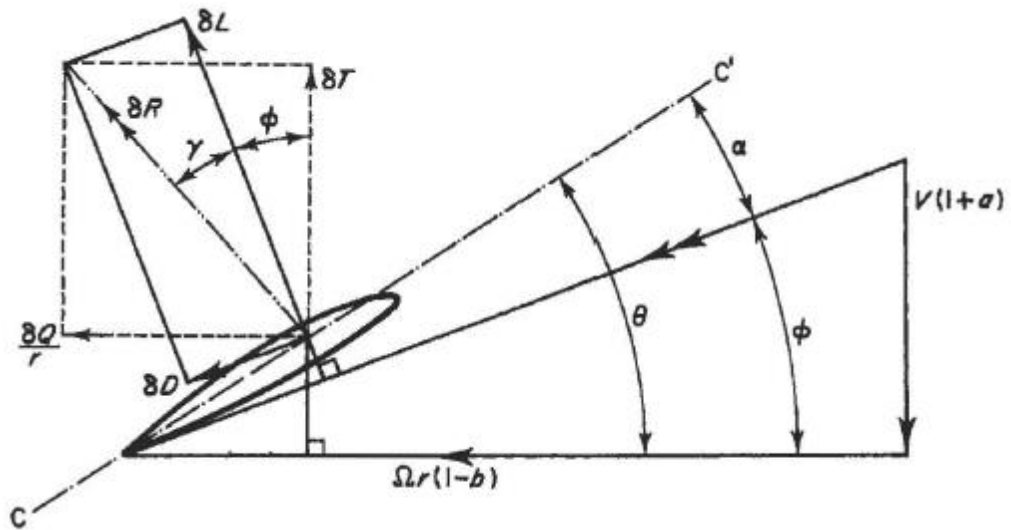


Figura 3.16 Elemento de pala

por lo que, de la ecuación (3.46):

$$\eta_1 = \frac{1-b}{1+a} \cdot \frac{\tan \phi}{\tan(\phi + \gamma)} \quad (3.47)$$

Denominemos σ a la solidez del disco, la cual se define con el radio del área total de la pala entre el área total del disco. Entonces

$$\sigma = \frac{Nc}{2\pi r} \frac{\delta r}{\delta r} = \frac{Nc}{2\pi r} \quad (3.48)$$

donde N es el número total de palas.

Ahora

$$\delta L = Nc\delta r \frac{1}{2}\rho V_R^2 C_L \quad (3.49)$$

$$\delta D = Nc\delta r \frac{1}{2}\rho V_R^2 C_D \quad (3.50)$$

De la Figura 3.16

$$\delta T = \delta L \cos \phi - \delta D \sin \phi = Nc\delta r \frac{1}{2}\rho V_R^2 (C_L \cos \phi - C_D \sin \phi) \quad (3.51)$$

Por tanto

$$\begin{aligned} \frac{\delta T}{\delta r} &= Nc \frac{1}{2}\rho V_R^2 (C_L \cos \phi - C_D \sin \phi) \\ &= 2\pi r \sigma \frac{1}{2}\rho V_R^2 (C_L \cos \phi - C_D \sin \phi) \end{aligned} \quad (3.52)$$

Además las ecuaciones (3.41) y (3.52) pueden expresarse como

$$\begin{aligned} \frac{\delta T}{\delta r} &= 2\pi r \sigma \frac{1}{2}\rho V_R^2 C_L (\cos \phi - \tan \gamma \sin \phi) \\ &= \pi r \sigma \rho V_R^2 C_L \sec \gamma (\cos \phi \cos \gamma - \sin \phi \sin \gamma) \end{aligned} \quad (3.53)$$

Y ahora, para ángulos de incidencia moderados, $\tan \gamma$ es tan pequeña que $\sec \gamma$ se hace prácticamente igual a la unidad, por lo que la ecuación puede escribirse como

$$\frac{\delta T}{\delta r} = \pi r \sigma \rho V_R^2 C_L (\cos \phi + \gamma) \quad (3.54)$$

Y escribiendo

$$t = C_L \cos(\phi + \gamma) \quad (3.55)$$

entonces

$$\frac{dT}{dr} = \pi r \sigma t \rho V_R^2 = Nc \frac{1}{2}\rho V_R^2 t \quad \text{para la hélice} \quad (3.56)$$

$$= c \frac{1}{2}\rho V_R^2 t \quad \text{por pala} \quad (3.57)$$

Del mismo modo

$$\frac{\delta Q}{r} = \delta L \sin \phi + \delta D \cos \phi \quad (3.58)$$

Donde, usando las ecuaciones (3.49) y (3.50)

$$\frac{dQ}{dr} = 2\pi r^2 \sigma \frac{1}{2}\rho V_R^2 (C_L \sin \phi + C_D \cos \phi) \quad (3.59)$$

Y escribiendo ahora

$$q = C_L \sin(\phi + \gamma) \quad (3.60)$$

nos lleva a

$$\begin{aligned}\frac{dQ}{dr} &= \pi r^2 \sigma q \rho V_R^2 = N c r \frac{1}{2} \rho V_R^2 q \quad (total) \\ &= c r \frac{1}{2} \rho V_R^2 q \quad (por pala)\end{aligned}\tag{3.61}$$

Las cantidades dT/dr y dQ/dr son conocidas como distribución de empuje y distribución de par respectivamente.

Consideremos ahora el momento axial del flujo a través del disco. El empuje δT es igual al producto del gasto másico por el diferencial de velocidad, es decir $\delta T = \dot{m} \cdot \delta V$. Ahora

$$\dot{m} = \text{área del disco} \times \text{velocidad a través del disco} \times \text{densidad}$$

$$= (2\pi r \delta r) [V(1+a)] \rho$$

$$= 2\pi r \delta r V(1+a)$$

$$\Delta V = V_s - V = V(1+2a) - V = 2aV$$

por tanto

$$\delta T = 2\pi r \rho \delta r V^2 2a(1+a)$$

lo que nos da

$$\frac{dT}{dr} = 4\pi \rho r V^2 a(1+a)\tag{3.62}$$

que junto a las ecuaciones anteriores nos lleva a:

$$4\pi \rho r V^2 a(1+a) = \pi r \sigma t \rho V^2 (a+a)^2 \operatorname{cosec}^2 \phi$$

y por consiguiente

$$\frac{a}{1+a} = \frac{1}{4} \sigma r \operatorname{cosec}^2 \phi\tag{3.63}$$

De la misma manera, considerando el momento angular

$$\delta Q = \dot{m} \Delta \omega r^2\tag{3.64}$$

donde $\Delta \omega$ es la variación de velocidad angular en el aire que pasa a través de la hélice. Entonces

$$\begin{aligned}\delta Q &= (2\pi r \delta r) [\rho V(1+a)] (2b\Omega) r^2 \\ &= 4\pi r^3 \rho V b(1+a) \Omega \delta r\end{aligned}\tag{3.65}$$

de donde

$$\frac{dQ}{dr} = 4\pi r^3 \rho V b(1+a) \Omega\tag{3.66}$$

Ahora, como se derivó anteriormente en la ecuación (3.61)

$$\frac{dQ}{dr} = \pi r^2 \sigma q \rho V_R^2\tag{3.67}$$

Sustituyendo por VR las dos expresiones de la ecuación (3.42) nos da

$$\frac{dQ}{dr} = \pi r^2 \sigma \rho [V(1+a) \operatorname{cosec} \phi] [\Omega r(1-b) \sec \phi] q$$

Y equiparando esta expresión de dQ/dr a la de la ecuación (3.66), y tras manipular la expresión

$$\frac{b}{1-b} = \frac{1}{4} \sigma q \operatorname{cosec} \phi \sec \phi = \frac{1}{2} \sigma q \operatorname{cosec} 2\phi \quad (3.68)$$

Y el rendimiento local del elemento de pala, η_1 , es el siguiente

$$\text{Potencia útil de salida} = V \delta T = V (dT/dr) \delta r$$

$$\text{Potencia de entrada} = 1\pi n \delta Q = 2\pi n (dQ/dr) \delta r$$

Por tanto

$$\eta_1 = \frac{V}{2\pi n} \frac{dT/dr}{dQ/dr} = \frac{V}{2\pi n} \frac{2\pi r \sigma \frac{1}{2} \rho V_R^2 t}{2\pi r^2 \sigma \frac{1}{2} \rho V_R^2 q} = \frac{V}{2\pi n r} \frac{t}{q} \quad (3.69)$$

que es una alternativa a la ecuación (3.47).

Con las expresiones dadas arriba, dT/dr y dQ/dr pueden ser evaluadas a varios radios de la pala siempre que se tenga información sobre la geometría y la sección, las velocidades rotacionales y la densidad del aire. Entonces, graficando dT/dr y dQ/dr frente al radio r y midiendo las áreas bajo las curvas, el empuje total y el par por pala para toda la hélice puede ser estimado. En el diseño de una pala este primer paso es muy habitual. Con los gradientes de empuje y par conocidos, se puede calcular la torsión de la pala para una carga dada. Esto daría nuevos valores de θ para la pala, los cuales se usarían de nuevo y se repetiría el cálculo iterando hasta obtener la precisión deseada.

Otro punto a tener en cuenta es que determinadas secciones de la pala cercanas a la punta pueden alcanzar números de Mach apreciables, siendo estos lo suficientemente grandes para que los efectos de compresibilidad se conviertan en importantes. El principal efecto de la compresibilidad en nuestro caso puede ser la variación de la curva de sustentación del perfil de la sección de la pala. Siempre que el número de Mach del fluido no exceda el 0.75, los efectos sobre la curva de sustentación pueden ser aproximados por la corrección de Prandtl-Glauert. Esta corrección determina que, si la pendiente de la curva de sustentación a Mach cero es a_0 , la pendiente a un número de Mach dado es a_M , donde

$$a_M = \frac{a_0}{\sqrt{1-M^2}}$$

Dado un número de Mach no superior a 0.75, como ya se ha explicado antes, el efecto de la compresibilidad en la resistencia de la sección es muy pequeño. Si el número de Mach en cualquier parte de la pala excede el valor citado, aunque el valor exacto dependa del espesor y

la cuerda de la sección determinada, la parte de la pala perderá sustentación y aumentará la resistencia de forma abrupta, lo que llevaría a una pérdida muy marcada de rendimiento general de la hélice y un aumento considerable del ruido producido por la misma.

4. El perfil aerodinámico

La elección del perfil aerodinámico es uno de los primeros pasos a llevar a cabo a la hora de elegir la hélice más apropiada. En nuestro caso el perfil seleccionado ha sido un Clark Y debido a su gran popularidad y la facilidad de obtención de información en la web.

Si bien se han barajado otros perfiles como el RAF 6, muy similar al Clark Y, tras un breve estudio se determinó que en nuestro caso el hecho de utilizar un Clark Y suponía obtener unos valores más parecidos a los experimentales, tal y como se explica en el capítulo 7 Validez del modelo.

Para la selección de la hélice, el perfil es uno de los puntos a tener en cuenta a la hora de buscar objetivos de rendimiento ya que puede haber diferencias significativas entre unos perfiles y otros. Aunque este proceso de selección del perfil ha quedado fuera del ámbito del proyecto, tanto la hoja de cálculo como el código en Visual Basic han sido realizados de la forma más abierta posible. Gracias a ello es posible cargar otro tipo de perfiles para compararlos entre sí. De este modo cualquier futuro usuario podrá indicar las características de su perfil elegido y realizar los cálculos para el mismo. Más adelante se explica la forma de indicar las características del perfil de manera que el programa las reconozca y aplique de manera correcta.

4.1 Clark Y

El perfil Clark Y ha sido ampliamente utilizado para fines de diseño aeronáutico. También es uno de los perfiles más estudiado en aerodinámica a lo largo de su historia. El perfil fue diseñado en 1922 por Virginus E. Clark. El perfil tiene un espesor del 11.7 por ciento, con un intradós totalmente plano y un espesor máximo ubicado en el 30% de su cuerda. La superficie plana en su inferior simplifica la medición de ángulos en las hélices y hace mucho más sencilla su producción para construir alas.

El Lockheed Vega es un ejemplo de aeronaves que utilizaran este perfil, el cual ha sido muy adecuado para diferentes situaciones debido a sus características. Normalmente da un rendimiento general considerable en cuanto a la relación resistencia – sustentación. Además posee buenas calidades en situaciones de pérdida. Como contra se puede añadir que el intradós plano no es una de las geometrías más adecuadas en cuanto al comportamiento aerodinámico y ya raramente se utiliza en nuevos diseños.

Otros ejemplos de aeronaves que utilizaron este perfil fueron el Spirit of St. Louis, Hawker Hurricane, Curtiss F9C Sparrowhawk y el Nanchang CJ-6. El conocido Piper Cub que utilizó un

perfil muy similar, el USA 35B. Además de otros aviones de combate soviéticos de la Segunda Guerra Mundial.

Otro curioso caso de utilización del Clark Y fue el proyecto Northrop Tacit Blue, una aeronave de reconocimiento invisible a radares. El hecho de que el perfil tuviera un intradós plano hacía más difícil la detección de la aeronave mediante un radar.

Una variante de este perfil es el Clark YH, el cual tiene una geometría muy parecida, excepto que este último posee un borde de salida ligeramente levantado el cual produce un momento de cabeceo más positivo, reduciendo así la carga en el estabilizador de cola horizontal requerida para el trimado de la aeronave.

En la Figura 4.1 y Figura 4.2 se puede comprobar la diferencia entre el borde de salida del Clark Y y el Clark YH.

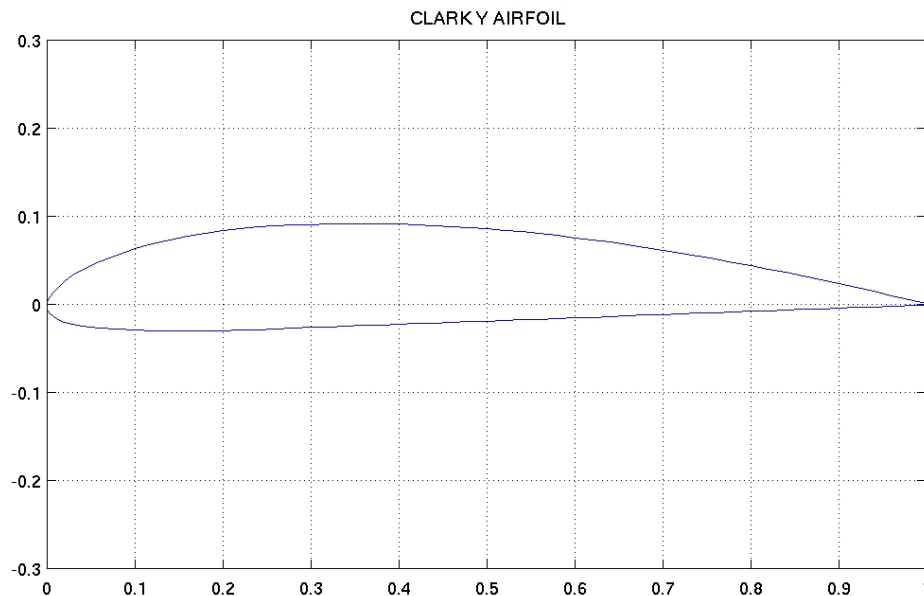


Figura 4.1 Perfil Clark Y. Fuente: UIUC Airfoil Data

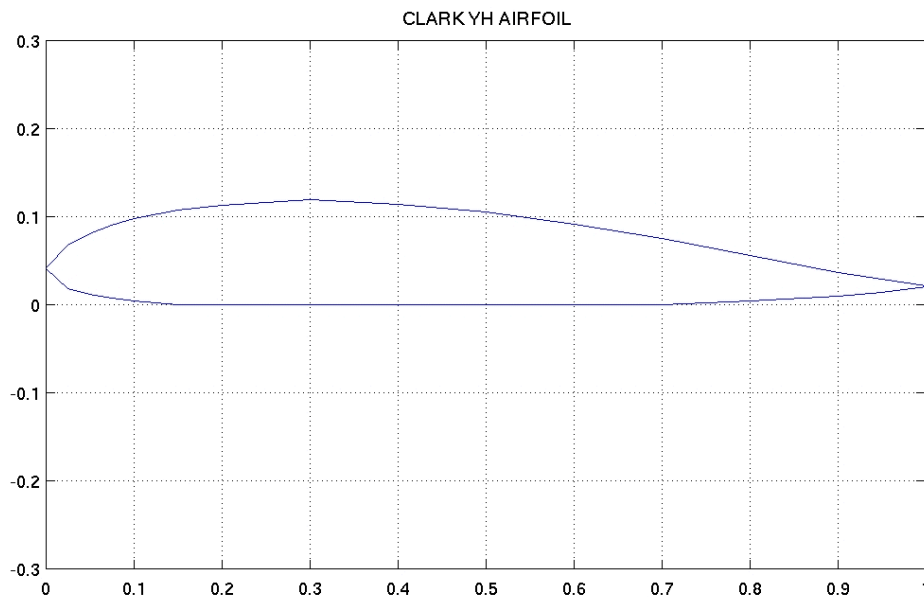


Figura 4.2 Perfil Clark YH. Fuente: UIUC Airfoil Data

4.2 XFOIL

Existen diferentes programas y métodos para calcular los coeficientes bidimensionales de resistencia y sustentación de un perfil aerodinámico. Uno de estos programas—el cual fue desarrollado por Drela en 1986—es XFOIL. XFOIL fue diseñado originalmente para asistir el desarrollo de perfiles en aeronaves en régimen de bajo número de Reynolds.

XFOIL puede proporcionar únicamente resultados para perfiles bidimensionales. Incluye la opción de cálculo tanto para fluidos viscosos como no viscosos. Para resolver perfiles en fluidos no viscosos, XFOIL crea un vórtice y una fuente en la superficie del perfil y de su estela. Una vez que los vórtices incógnita son resueltos se pueden obtener la correspondiente distribución de presión y coeficientes del perfil.

El cálculo en fluido viscoso es un proceso significativamente más complejo. La solución en fluido viscoso obtenida por XFOIL se basa en el código transónico ISES con algunas mejoras. El código ISES resuelve la capa límite utilizando la solución no viscosa para calcular el campo de flujo potencial. XFOIL incluye la corrección de compresibilidad de Karman-Tsien la cual es usable hasta condiciones cercanas al régimen sónico y proporciona distribuciones muy fiables de presión, sustentación y resistencia a bajo número de Reynolds.

4.3 JavaFoil

En nuestro caso se ha utilizado JavaFoil para un primer cálculo del perfil aerodinámico. La elección de este programa sobre XFOIL se ha decidido por el hecho de la mayor sencillez de este último frente al primero. JavaFoil tiene aproximadamente las mismas funciones que XFOIL pero

con la ventaja de ser una GUI – Graphical user interface – o interfaz gráfica de usuario. De este modo es mucho más intuitivo modificar tanto el perfil y su geometría como las condiciones de funcionamiento del mismo. Al igual que XFOIL, JavaFoil nos permite importar una geometría del perfil en forma de coordenadas y elegir, mediante diferentes menús y pestañas qué datos queremos obtener y con qué métodos de cálculo.

La cantidad de información y tutoriales de los que se dispone en internet es lo suficientemente grande como para permitirnos prescindir de realizar en este proyecto una explicación detallada del uso del programa.

Para entender un poco mejor cómo funciona este programa, a continuación se muestra parte de la información contenida en su web.

JavaFoil es un programa relativamente simple el cual usa varios métodos tradicionales para el análisis de perfiles. Los siguientes dos métodos forman la espina dorsal del programa:

- El análisis de flujo potencial se hace mediante un método de paneles de alto orden (lineal con distribución de vorticidad variable). Tomando un conjunto de coordenadas del perfil, se calcula la velocidad local del fluido no viscoso a lo largo de la superficie del perfil para cualquier ángulo de ataque.
- El análisis de la capa límite se realiza a lo largo de la superficie del intradós y extradós, comenzando en el punto de estancamiento. Se resuelve un conjunto de ecuaciones diferenciales para hallar los distintos parámetros de la capa límite, por ello se denomina un método integral. Las ecuaciones y criterios para la transición y separación de la capa límite se basan en los procedimientos descritos en el programa Eppler.

El programa también implementa una corrección estándar de compresibilidad según Karman y Tsien mediante la cual se puede tener en cuenta los efectos de fluido compresible a determinados números de Mach. Para flujos que se mantienen en régimen subsónico, los resultados deberían ser bastante precisos. Esto suele darse para Mach entre cero y 0.5. No es posible analizar perfiles para flujo supersónico con los métodos usados por JavaFoil.

Siempre que al programa se le suministre la información adecuada, el ordenador será capaz de examinar el perfil pedido. Primero calculará la distribución de velocidad sobre la superficie del perfil, la cual puede ser integrada para obtener la sustentación y el coeficiente de momento. A continuación el programa calcula el comportamiento del fluido para cerrar la superficie del perfil (capa límite). La capa límite puede ser usada para completar la polar del perfil para un número de Reynolds determinado.

4.3.1 Características del perfil con JavaFoil

En primer lugar se han obtenido las coordenadas del perfil que se va a utilizar de una base de datos de perfiles (II2). Estas coordenadas están en forma de tabla en las que se representan puntos del perfil en diferentes lugares de la cuerda. En nuestro caso las coordenadas utilizadas para definir el perfil Clark Y a ángulo de ataque cero se encuentran tabuladas en el ANEXO A: Coordenadas del perfil.

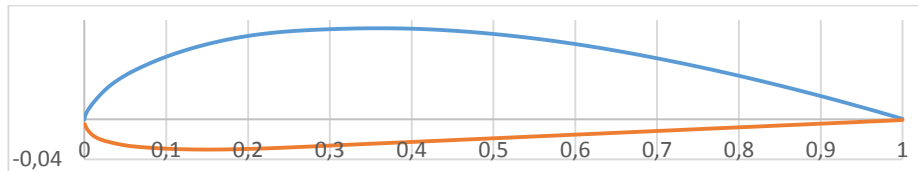


Figura 4.3 Perfil Clark Y en Excel

Tras importar las coordenadas del perfil en JavaFoil se seleccionaron las condiciones en las que se desean obtener las características del perfil. En nuestro caso se fueron obteniendo datos para diversos números de Reynolds y aumentos del ángulo de ataque de un grado. A pesar de que finalmente no se utilizaron estos resultados por su baja precisión en zonas de pérdida, los resultados de estos cálculos se recogen en el archivo Excel adjunto.

4.3.2 Limitaciones

Como ya se ha mencionado, JavaFoil es un programa relativamente simple, con algunas limitaciones. Como cualquier código de ordenador cae sobre el usuario la responsabilidad de juzgar y decidir hasta qué punto el resultado del programa es fiable. Ya que JavaFoil no es capaz de modelizar la separación del flujo laminar, los resultados pueden no ser precisos en caso de que este fenómeno se presente. La separación del flujo, como ocurre en la pérdida, es modelizada por correcciones empíricas mediante las cuales se puede predecir la máxima sustentación para perfiles “convencionales. Si se analizan perfiles más allá de la pérdida los resultados podrán ser bastante imprecisos.

Es cuestionable, si un método de análisis bidimensional se puede utilizar en este régimen, ya que el campo de flujo más allá de la pérdida es completamente tridimensional: con flujo moviéndose a lo largo de la envergadura y los fuertes torbellinos de punta.

4.4 Perfil con datos experimentales

A pesar de la dificultad de obtención de este tipo de datos, su precisión suele ser mayor que para datos obtenidos de forma numérica. Normalmente estos programas como JavaFoil, XFoil, etc. suelen tener una pérdida de precisión en las zonas de pérdida ya que los modelos utilizados para el cálculo de perfil fallan en esta zona.

Por este motivo, para este proyecto finalmente se ha decidido usar datos experimentales, con la intención de minimizar el error que pueda surgir del uso de programas de cálculo. Dada la popularidad del perfil utilizado, es relativamente sencillo encontrar datos del mismo en internet, en su mayoría extraídos de los informes de la NACA.

Para simplificar los cálculos, y dado que el alcance del proyecto no requiere de una precisión tan alta, se ha tomado un valor fijo del número de Reynolds para las características aerodinámicas del perfil. Los datos disponibles nos permiten usar rangos de entre 181 000 y 3 650 000, pero ya que el error asumido al fijar el número de Reynolds no es alto, se ha preferido elegir un valor de 1 850 000 para la polar del perfil.

Ya que en la realidad esto no es totalmente cierto, de esta manera se asume que habrá un error al mantenerse el C_l y C_d del perfil fijo a lo largo de la pala. Una posible mejora para el libro de Excel en una futura continuación del proyecto podría basarse en esto mismo, conseguir que, al seleccionar un perfil, su C_l y C_d vayan variando a lo largo de la pala según el número de Reynolds.

La información de las características del perfil se ha obtenido del Naca Report 502 (Silverstein). Para poder hacer utilizables los datos del NACA report se han tabulado las características del perfil a diferentes ángulos de ataque, como se ve en la siguiente tabla, la cual corresponde a un número de $Re = 1\,850\,000$.

α	C_l	C_d
-6	-0.045	0.0118
-4.5	0.067	0.0112
-3	0.176	0.0121
-1.5	0.287	0.0145
0	0.401	0.0185
1.5	0.504	0.0235
3	0.616	0.0286
4.5	0.721	0.0384
6	0.832	0.0461
9	1.025	0.0691
12	1.213	0.0976
15	1.318	0.1295
18	1.254	0.2100
21	1.070	0.2857

Tabla 4.1 Características del perfil para alto número de Re

En la gráfica siguiente se ha dibujado el coeficiente de sustentación frente al ángulo de ataque (línea amarilla). Ya que esta información no es directamente utilizable para nuestro programa en Excel, es necesario aproximar la curva con un polinomio (línea de puntos). Mediante esta línea de tendencia (ecuación mostrada en la gráfica) se puede obtener el

coeficiente de sustentación para cualquier ángulo de ataque de la pala, aunque habrá que tener en cuenta que para ángulos mayores de 22 grados gran parte de la pala estaría probablemente en pérdida, obteniéndose resultados poco fiables.

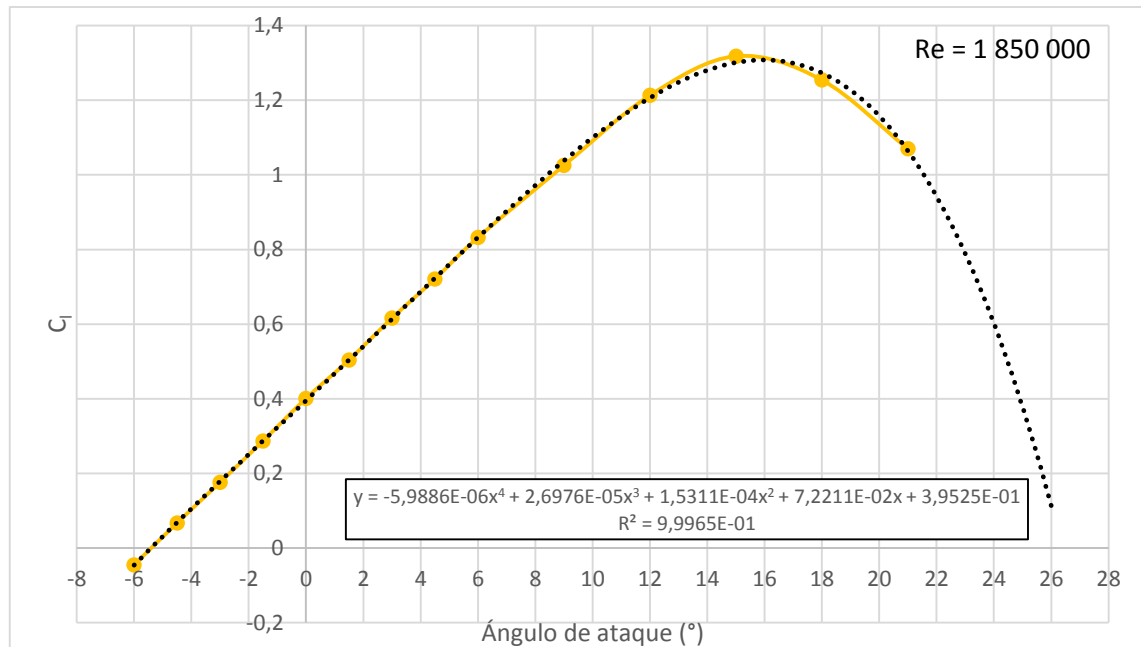


Figura 4.4 Coeficiente de sustentación y aproximación polinómica

Con el coeficiente de resistencia se ha hecho la misma operación, se tabulan los resultados experimentales, se dibuja la gráfica con ellos y se obtiene una función polinómica (línea de puntos) que se aproxima a la experimental. De esta manera se puede saber el coeficiente de resistencia para cualquier ángulo de ataque del perfil.

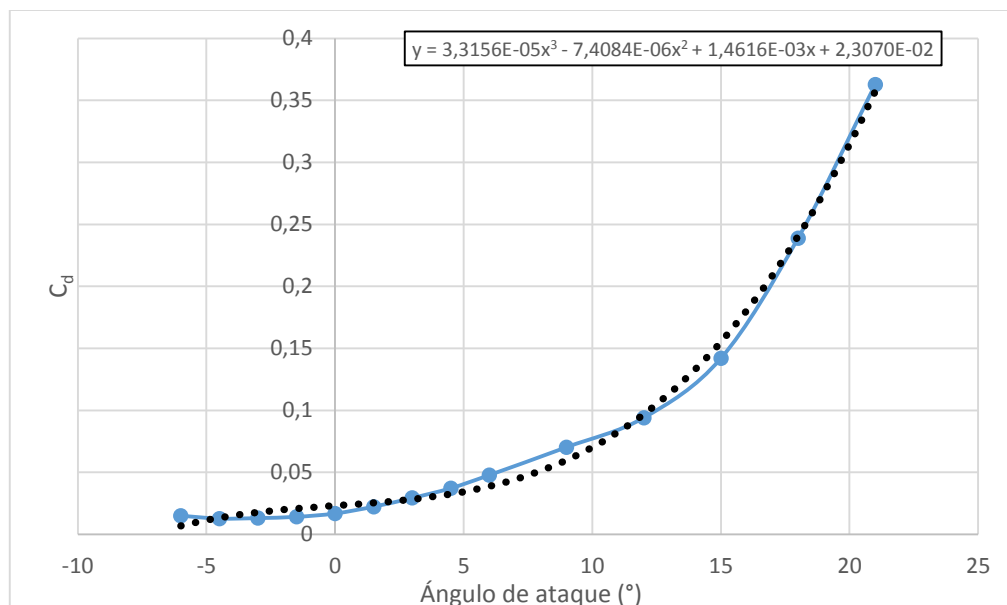


Figura 4.5 Coeficiente de resistencia y su aproximación polinómica

Las ecuaciones que aparecen en las gráficas representan las aproximaciones polinómicas a las curvas del perfil, siendo Y el coeficiente correspondiente (C_l o C_d) y X el ángulo de ataque en grados.

5. El motor eléctrico

Dado el objetivo que buscamos en este proyecto es necesario hablar, al menos de modo introductorio, de los motores eléctricos. Para poder elegir una hélice que sea compatible con un motor eléctrico es necesario conocer un poco más sobre este elemento, sus tipos y funcionamiento. De este modo tendremos una base de información que nos ayudará a entender mejor algunos conceptos a la hora de elegir una hélice.

5.1 Introducción

El motor eléctrico es la máquina destinada a transformar energía eléctrica en energía mecánica. El motor de inducción es el más usado de todos los tipos de motores, ya que combina las ventajas de la utilización de energía eléctrica bajo costo, facilidad de transporte, limpieza, simplicidad de comando - con su construcción simple y su gran versatilidad de adaptación a las cargas de los más diversos tipos y mejores rendimientos. Los tipos más comunes de motores eléctricos son los motores de corriente continua y los de alterna. Dentro de cada uno de ellos hay otras clasificaciones que veremos brevemente más adelante.

5.2 Motor de corriente continua

Son motores de costo más elevado y, además de eso, precisan una fuente de corriente continua, o un dispositivo que convierta la corriente alterna común en continua. Pueden funcionar con velocidad ajustable, entre amplios límites y se prestan a controles de gran flexibilidad y precisión. Por eso, su uso es restricto a casos especiales en que estas exigencias compensan el costo mucho más alto de la instalación y del mantenimiento.

5.3 Motor de corriente alterna

Son los más utilizados, porque la distribución de energía eléctrica es hecha normalmente en corriente alterna. Los principales tipos son:

5.3.1 Motor síncrono

Los motores síncronos son naturalmente motores de velocidad constante. Operan en sincronismo con la línea de frecuencia y comúnmente se los utiliza donde se necesita una velocidad constante. El motor síncrono es un motor eléctrico accionado por corriente alterna que consta de dos componentes básicos: un estator y un rotor. Típicamente, se necesita un condensador conectado a una bobina del motor para conseguir una rotación en la dirección

apropiada. El estator fijo exterior contiene bobinas de cobre que se alimentan con una corriente alterna para producir un campo magnético rotatorio. El rotor magnetizado está sujeto al eje de salida y crea una fuerza de torsión debido al campo giratorio del estator. La velocidad de un motor síncrono se determina por el número de pares de polos y es una proporción de la frecuencia de entrada. El motor síncrono puede ofrecer soluciones de movimiento tanto para aplicaciones rotacionales como para lineales.

5.3.2 Motor asíncrono o de inducción

Es este el motor que más ampliamente se utiliza en entornos industriales (máquinas-herramientas, grúas, ascensores, compresores, ventiladores, etc.) debido a su robustez, escaso mantenimiento, precio y tipo de alimentación (red trifásica disponible a través de la red de suministro de energía eléctrica).

Los motores asíncronos son máquinas rotativas de flujo variable y sin colector. El campo inductor está generado por corriente alterna. Generalmente, el inductor está en el estator y el inducido en el rotor.

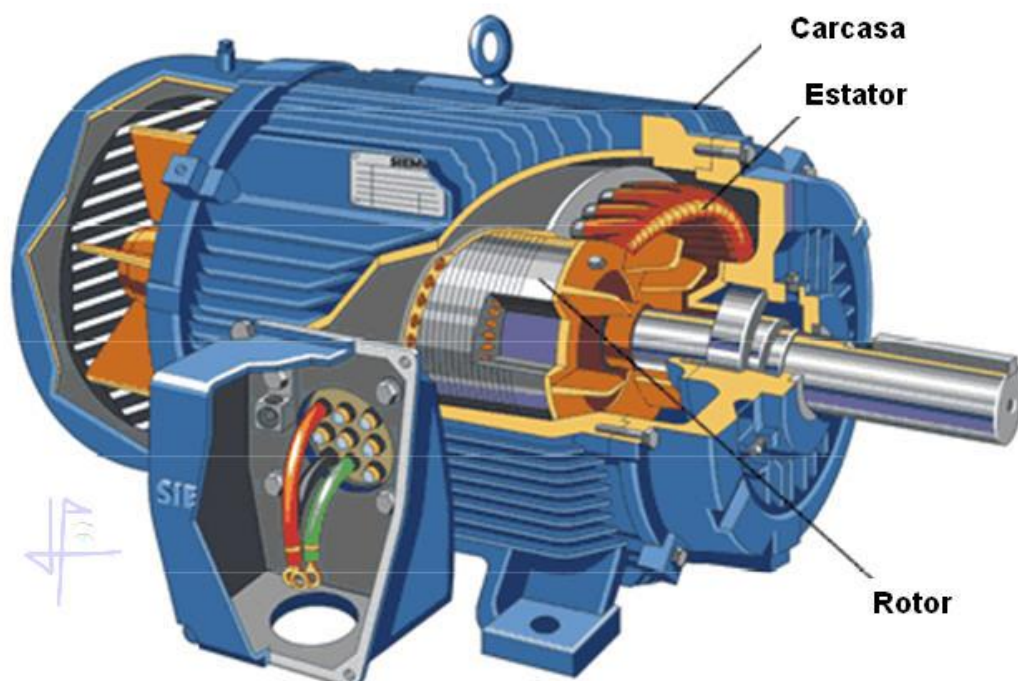


Figura 5.1 Motor trifásico asíncrono

Son motores que se caracterizan porque son mecánicamente sencillos de construir, lo cual los hace muy robustos y sencillos, apenas requieren mantenimiento, son baratos y, en el caso de motores trifásicos, no necesitan arrancadores (arrancan por sí solos al conectarles la red trifásica de alimentación) y no se ven sometidos a vibraciones por efecto de la transformación de energía eléctrica en mecánica, ya que la potencia instantánea absorbida por una carga

trifásica es constante e igual a la potencia activa. Estas son las principales ventajas que hacen que sea ampliamente utilizado en la industria.

Como inconvenientes, podemos mencionar que son motores que tienen bajos pares de arranque, que presentan una zona inestable de funcionamiento y que el control de velocidad en amplios rangos es complejo.

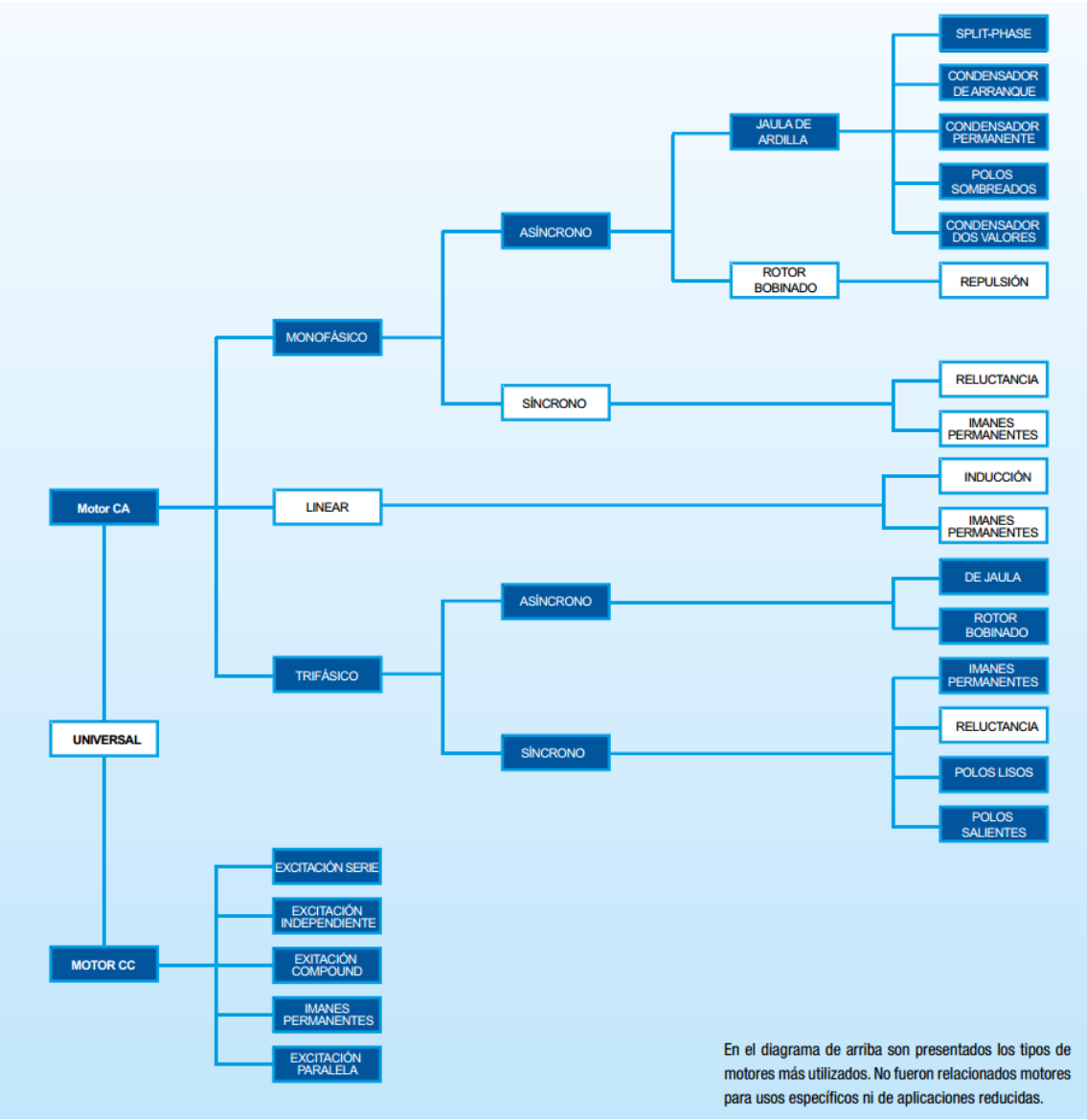


Figura 5.2 Clasificación esquemática de los tipos de motor. Fuente: Grupo WEG

6. Cálculo de la hélice

En este capítulo vamos a explicar el proceso de cálculo en la hoja de Excel y cómo se ha realizado la misma para obtener los resultados.

Los cálculos para obtener los parámetros de las hélices en diferentes condiciones se han realizado mediante Microsoft Excel 2013. Utilizando las fórmulas de la teoría de elemento finito de pala se han tabulado los valores correspondientes y se han representado en gráficos. De esta manera se pueden variar fácilmente los parámetros de entrada obteniendo así los resultados requeridos para la comparación entre hélices.

La hoja de cálculo por sí sola es capaz de realizar los cálculos para un modelo de hélice dado, ya sea cargado mediante la base de datos o con una geometría creada por el usuario. Una vez elegido el modelo – o la geometría – mediante la hoja de cálculo se puede obtener las gráficas y datos de rendimientos y coeficientes.

Para la comparación automática entre diferentes modelos y geometrías es necesario utilizar una macro programada en Visual Basic para Aplicaciones, la cual se ejecuta desde el mismo libro de Excel. Más adelante, en el capítulo 8 se explica el funcionamiento de dicha macro.

6.1 Entrada y salida de datos

Como ya se ha comentado, el programa está realizado en un libro de Excel. Éste está creado de tal forma que pueden introducirse varios datos de entrada y el sistema realiza los cálculos necesarios para dar como resultado una salida de datos correspondiente al desempeño de la hélice en las condiciones exigidas.

A continuación se enumeran los distintos parámetros de entrada requeridos para el cálculo del rendimiento. La entrada de datos está compuesta por los siguientes parámetros:

- geometría de la hélice: distribución de cuerda y paso
- número de palas (N)
- revoluciones por minuto (ω)
- velocidad de la corriente (V_∞)
- diámetro de la hélice. (D)

Tras una serie de cálculos el programa genera unos resultados que son la salida de datos. Esta salida está compuesta por la siguiente información

- tracción de la hélice (T)

- par generado (Q)
- coeficiente de potencia (C_p)
- coeficiente de tracción (C_T)
- rendimiento propulsivo (η_p)
- potencia absorbida por la hélice (P_{in})
- potencia generada (P_{out})

Además, a parte del valor numérico de las características citadas, también se obtienen distintas distribuciones mediante las gráficas siguientes:

- En función del radio de la pala (r):
 - distribución de paso [$\beta(r)$] y cuerda [$c(r)/c_0$]
 - ángulos de ataque (α) y ataque inducido (α_i)
 - ángulo de paso [$\beta(r)$] y paso geométrico [$\varphi(r)$]
 - coeficiente de sustentación (C_L) y de resistencia (C_D)
 - distribución de tracción (T) y resistencia (F)
- En función del parámetro de avance (J)
 - Rendimiento propulsivo (η_p)
 - Coeficiente de Tracción (C_T)
 - Coeficiente de Potencia (C_p)

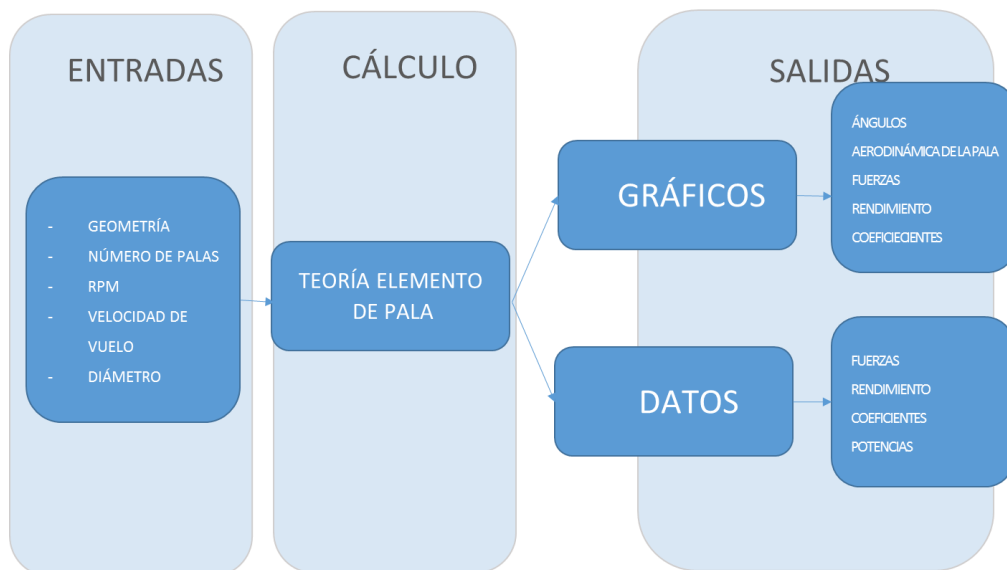


Figura 6.1 Esquema de entradas y salidas

6.2 Geometría de la hélice

Para el objetivo de este proyecto, es necesario conocer la geometría de la hélice que queremos probar. En el proceso de diseño normal de una hélice, la geometría será desconocida pero para el ámbito que nos ocupa en este proyecto – selección de la mejor hélice – la geometría debe ser un dato. Más adelante se explica que este mismo calculador de hélices podrá ser utilizado para obtener también una geometría a partir de unos requisitos exigidos, si bien el programa necesitará algunas modificaciones. Este proceso de cálculo inverso queda fuera del objetivo del proyecto pero se plantearán las bases para su futura implementación. De esta forma se amplía la utilidad de esta hoja de cálculo para futuros proyectos.

Como ya se ha dicho, para obtener el rendimiento de una hélice en el programa, es necesario importar una geometría, ya sea de la base de datos o personalizada por el usuario.

6.2.1 Geometría importada de la base de datos

Anteriormente se ha hablado en varias ocasiones de una base de datos de geometrías. Esta base de datos proviene del sitio web del departamento de [Ingeniería Aeroespacial de la Universidad de Illinois](#). En esta web existen una gran cantidad de archivos que contienen datos de distintas hélices y sus geometrías. Estos archivos han sido descargados a un directorio local para su posterior importación a Excel. La base de datos contiene hélices clasificadas por su fabricante, modelo, diámetro y ángulo de paso. De esta forma se puede identificar fácilmente una hélice y sus características por su nomenclatura. El siguiente ejemplo muestra una hélice del fabricante APC, modelo “electric” con un diámetro de 9 pulgadas y un paso geométrico de 4.5 pulgadas por revolución:

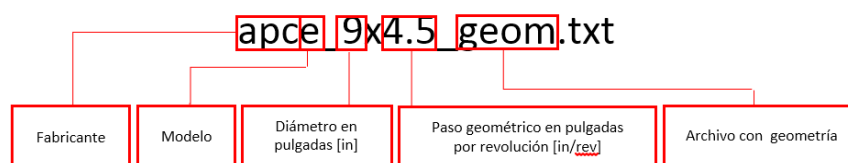


Figura 6.2 Explicación nomenclatura

Los archivos con extensión .txt contenidos en el directorio “Prop DATABASE” contienen la geometría de las diferentes hélices disponibles en el sitio web. Esta carpeta “Prop DATABASE” debe estar siempre alojada en el mismo directorio que el libro Excel principal para que el programa pueda importar correctamente los datos.

La ventaja de importar una geometría existente en la base de datos está en la sencillez del proceso. Si bien se tiene una libertad menor en comparación con utilizar una geometría creada por el usuario.

Cabe destacar que, aunque las hélices de la base de datos indiquen un diámetro especificado en sus características, este puede ser redimensionado modificando los parámetros de entrada en la hoja de cálculo. Puesto que todo el proceso se basa en la utilización de coeficientes adimensionales, la modificación del diámetro no mermará la precisión de los resultados. Esto será cierto siempre que se usen diámetros de tamaño de orden parecido al original, para así evitar efectos debidos a la transición a régimen transónico en la punta de las palas.

La geometría de la hélice estará determinada por una tabla en la que se recoge tanto la cuerda como el ángulo de paso de cada sección medida a lo largo del radio, en escalones de 0.05 m. Por tanto cualquier pala quedará definida por una tabla de la siguiente forma. El ejemplo que usaremos será una hélice Kiosho 11x9 (kyosho_11x9_geom.txt).

r/R	c/R	β
0.15	0.16	39.34
0.20	0.16	43.00
0.25	0.17	45.97
0.30	0.18	43.02
0.35	0.17	39.36
0.40	0.17	36.13
0.45	0.17	33.19
0.50	0.17	30.50
0.55	0.16	27.95
0.60	0.16	25.61
0.65	0.15	23.55
0.70	0.14	21.63
0.75	0.13	19.87
0.80	0.12	18.05
0.85	0.11	16.61
0.90	0.09	14.87
0.95	0.07	13.05
1.00	0.05	11.23

Tabla 6.1 Ejemplo de tabla de geometría

Si dibujamos esta tabla con un gráfico de Excel podemos ver la distribución de paso y cuerda a lo largo del radio de la pala.

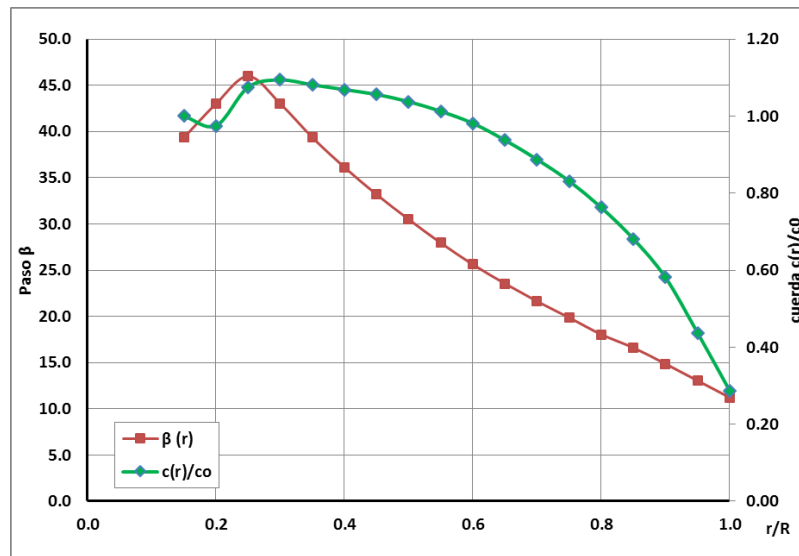


Figura 6.3 Geometría de una hélice Kiosho 11x9

6.3 Pasos de cálculo

Una vez tenemos disponible la geometría de la hélice, el próximo paso es calcular todas las distribuciones de ángulos a lo largo de la pala. El objetivo será conseguir la distribución de α a lo largo de la pala para calcular la tracción y par de la hélice. Una vez conocidos estos datos podremos obtener los coeficientes de la hélice y su rendimiento, así como la potencia que genera y la que absorbe.

La trigonometría utilizada para obtener las fórmulas que se utilizarán se obtiene de la. Esta figura explica los ángulos y velocidades relativos a una sección de la pala.

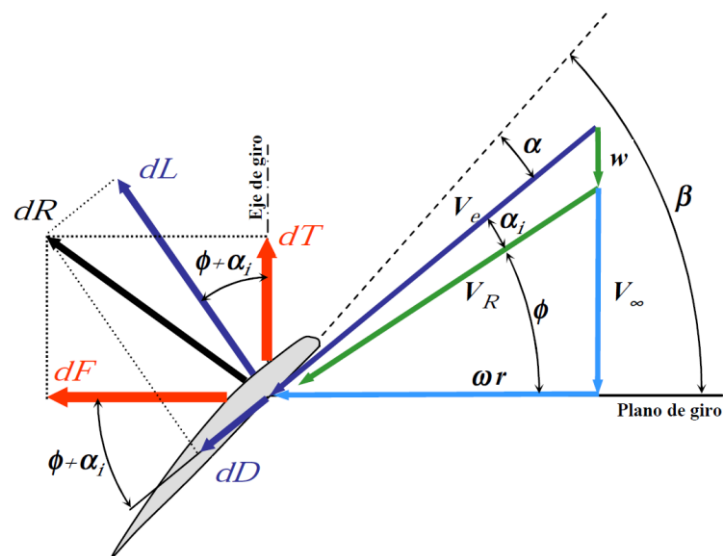


Figura 6.4 Velocidades y ángulos de una sección de la pala

Con la distribución de paso local $\beta(r)$ conocida de la geometría podemos obtener directamente la del paso geométrico $P_g(r)$ mediante la fórmula siguiente.

$$P_g(r) = 2\pi r \tan \beta(r)$$

Obteniendo así la siguiente distribución de paso geométrico.

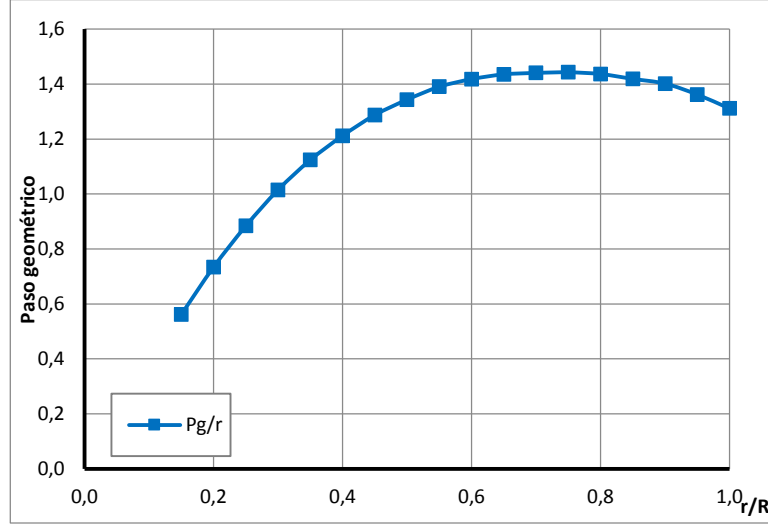


Figura 6.5 Paso geométrico

Además podemos obtener el paso geométrico de la hélice, que corresponde al paso geométrico local en la posición del radio local r a $\frac{3}{4}$ del radio total de la pala R .

$$P_g = \frac{3}{4} \pi D \tan \beta$$

Antes de continuar es necesario realizar una estimación del valor de ω , la velocidad de giro de la hélice, pues a priori no será un dato conocido. Para hélices tamaño pequeño la velocidad de giro suele estar entre 2000 y 3000 rpm. Como primera estimación tomaremos un valor de 3000 rpm. La velocidad de giro de la hélice será uno de los objetivos de cálculo pues determinará el punto de rendimiento óptimo de la hélice. Por lo tanto el primer valor que cojamos será solo una estimación para comenzar el proceso de iteración hasta llegar a un resultado definitivo.

A continuación podremos obtener el ángulo de avance local $\Phi(r)$ sin más que indicar la velocidad de la corriente, la cual es un dato pues la velocidad de crucero de la aeronave es conocida. En nuestro caso se requiere que la aeronave alcance una velocidad de crucero de 130 nudos, lo que equivale a 66.87 m/s en unidades del Sistema Internacional. Por lo que, utilizando la fórmula a continuación obtendremos el ángulo de avance local.

$$\Phi(r) = \arctan\left(\frac{V_\infty}{\omega r}\right)$$

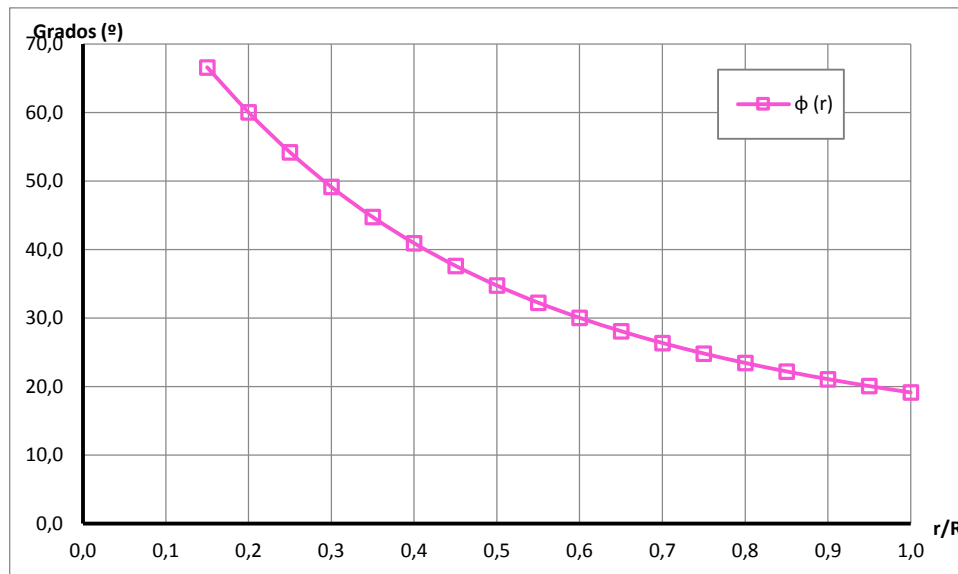


Figura 6.6 Distribución del ángulo de avance $\phi(r)$

Donde el ángulo de avance de la hélice, por analogía con el paso de la hélice será el valor de Φ para un valor de r de $\frac{3}{4}R$.

$$\Phi = \arctan\left(\frac{V_{\infty}}{\omega \frac{3}{4}R}\right)$$

Además, teniendo el ángulo de avance podemos también obtener el paso efectivo P_e de la hélice, que correspondería al avance por vuelta de la hélice, con la siguiente fórmula.

$$P_e = \frac{3}{4}\pi D \tan \Phi$$

Antes de seguir avanzando necesitamos conocer la solidez de la hélice σ . Este concepto ya se explicó en el apartado 3.5.4 Sólides de la hélice. La solidez da una idea del área del disco que está ocupado por el material de la hélice, es decir, una hélice de palas cortas y anchas tendrá más solidez que una de palas esbeltas. La solidez se calcula de la siguiente manera.

$$\sigma = N \cdot \frac{S_p}{S}$$

Donde N es el número de palas, S_p es la superficie en planta de la pala y S la superficie del disco que forma la hélice. Para la hélice de nuestro ejemplo el valor que se obtiene es de 0.1860, es decir, un 18,6% de solidez.

Con estos datos ya podríamos calcular el ángulo de ataque inducido α_i . Existen diversas formas de calcular este valor, pero dado que no podemos obtener un valor experimental medido sobre el perfil en un túnel de viento, se usará una de las fórmulas disponibles. El ángulo de ataque, como el resto de ángulos será una función dependiente de una única variable que es el radio de la pala, siendo los demás valores constantes para una hélice dada. La fórmula que

utilizaremos será la siguiente, la cual se ha obtenido de los apuntes de aerodinámica y mecánica del vuelo de la EUIT. Aeronáutica.

$$\alpha_i = \frac{\beta(r) - \phi(r)}{1 + \frac{8 \frac{r}{R} \sin \phi(r)}{\sigma_r C_{l\alpha}}}$$

Donde todos los valores son hasta ahora conocidos excepto el de $C_{l\alpha}$, que corresponderá a la pendiente del coeficiente de sustentación C_l en función del ángulo de ataque, el cual será un valor constante ya que el perfil es constante a lo largo del radio de la pala. Con ello obtendremos la distribución de ángulo de ataque inducido, la cual tendrá la siguiente forma.

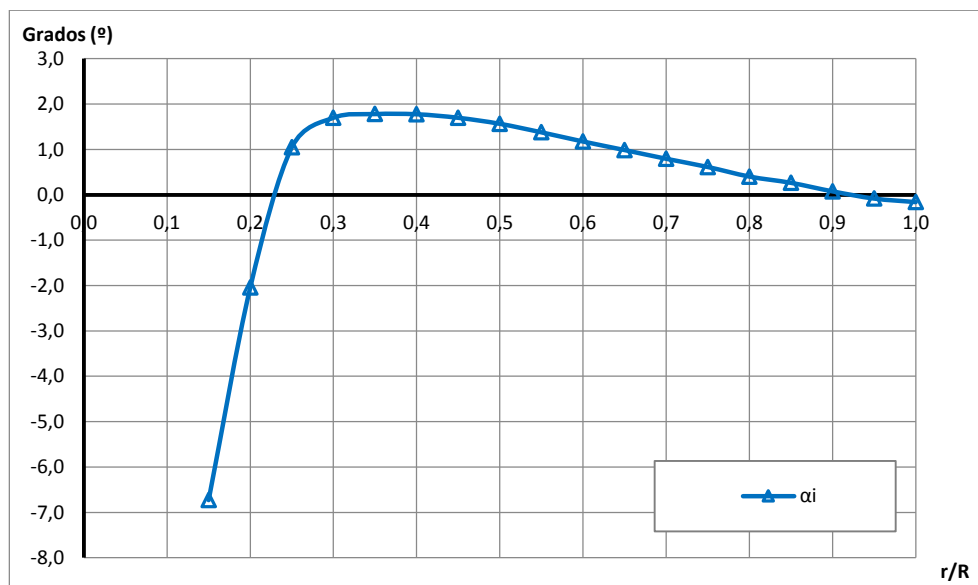


Figura 6.7 Distribución del ángulo de ataque inducido a lo largo de la pala

Con el ángulo de ataque inducido como dato podemos obtener la velocidad w asociada al mismo, esta velocidad – como se ve en la Figura 6.4 – va en la misma dirección y sentido que la velocidad de la corriente V_∞ . La fórmula utilizada para calcular w es la siguiente.

$$w(r) = \omega r \tan(\Phi + \alpha_i) - V_\infty$$

Además para los siguientes cálculos necesitaremos conocer V_e^2 . Este valor representa el cuadrado de la velocidad relativa al perfil en la dirección del ángulo de ataque. Es decir, la velocidad efectiva del perfil, la cual es necesaria para calcular la sustentación y resistencia del mismo en cada sección de la pala. Esta velocidad se puede calcular mediante el teorema de Pitágoras pues es la hipotenusa del triángulo que forman las velocidades ($V_\infty + w$) debidas al avance de la aeronave y la velocidad ($\omega \cdot r$) debida a la rotación de la hélice.

$$V_e^2(r) = (V_\infty + w)^2 + (\omega r)^2$$

Una vez tenemos V_e necesitaremos obtener el ángulo de ataque a lo largo del radio para poder continuar. Éste se calcula de manera sencilla mediante la trigonometría que se muestra en la Figura 6.4. Es decir, el ángulo de ataque es igual a

$$\alpha(r) = \beta - (\Phi + \alpha_i)$$

Que representado en función del radio de la pala tiene la siguiente forma.

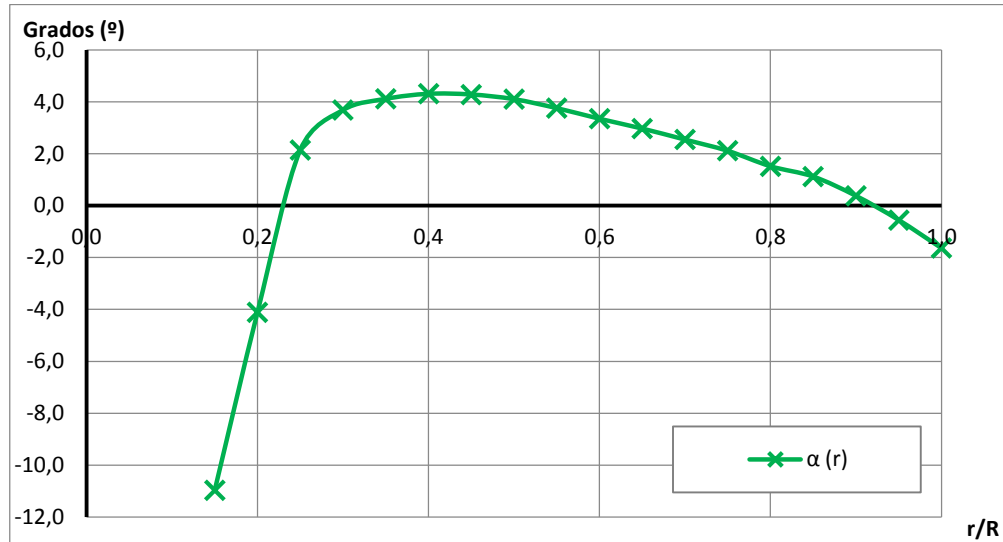


Figura 6.8 Distribución del ángulo de ataque

Una vez conocido el ángulo de ataque el siguiente paso es calcular la distribución de sustentación y resistencia a lo largo de la pala. Puesto que conocemos todos los datos necesarios, podemos utilizar la siguiente fórmula para obtener la distribución de sustentación.

$$dL = C_l(\alpha(r)) \frac{1}{2} \rho V_e^2(r) c(r) dr$$

Cuya representación particular para los datos en nuestro ejemplo puede verse en la figura siguiente.

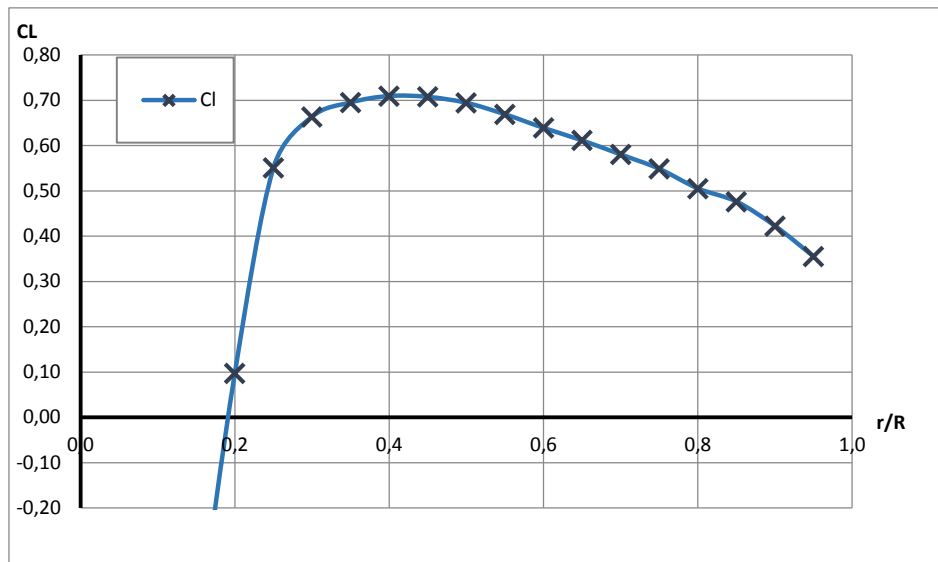


Figura 6.9 Distribución del Cl

Como puede verse en la gráfica habría determinadas zonas de la pala que, en este caso concreto generarían una sustentación negativa. Ya que el radio mínimo de la pala está en $0,15r$, tenemos un tramo desde ese punto hasta aproximadamente $0,2r$ en el cual el ángulo de ataque es negativo y por tanto la sustentación también.

De la misma manera podemos obtener la distribución de resistencia a lo largo de la pala, la cual se puede calcular mediante la siguiente fórmula.

$$dD = C_d(\alpha(r)) \frac{1}{2} \rho V_e^2(r) c(r) dr$$

Cuya representación gráfica para el ejemplo en cuestión es la siguiente.

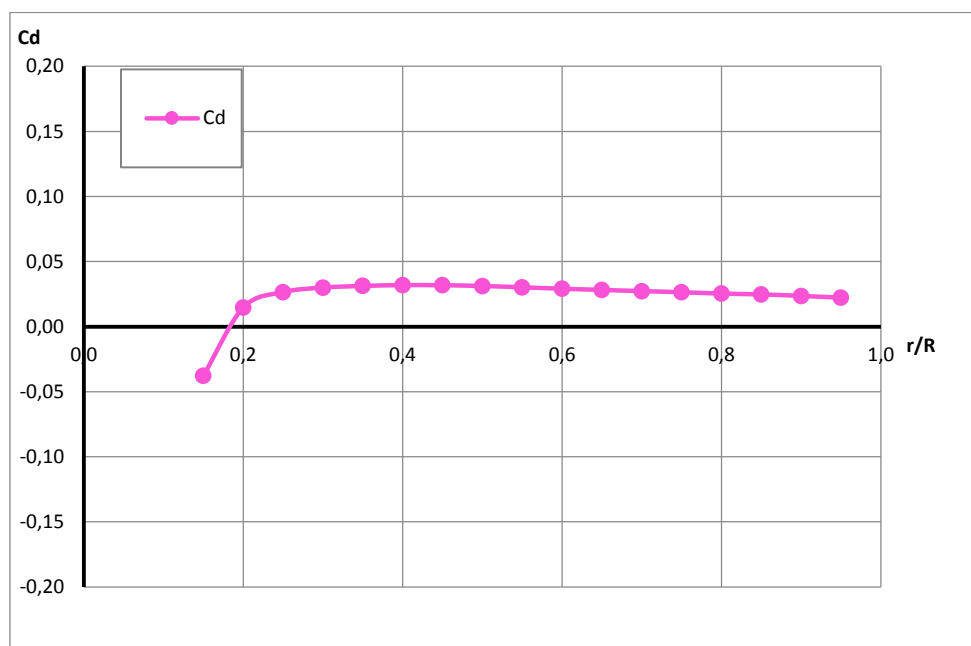


Figura 6.10 Distribución del Cd

Por último, una vez conocidas las distribuciones de sustentación dL y de resistencia dD , es posible obtener las fuerzas a lo largo de la pala. En este caso utilizaremos las siguientes fórmulas para calcular la distribución de tracción dT y dF .

$$dT = dL \cos(\phi + \alpha_i) - dD \sin(\phi + \alpha_i)$$

$$dF = dL \sin(\phi + \alpha_i) + dD \cos(\phi + \alpha_i)$$

Las cuales, para la geometría usada y en las condiciones elegidas, tienen la siguiente distribución a lo largo de la pala.

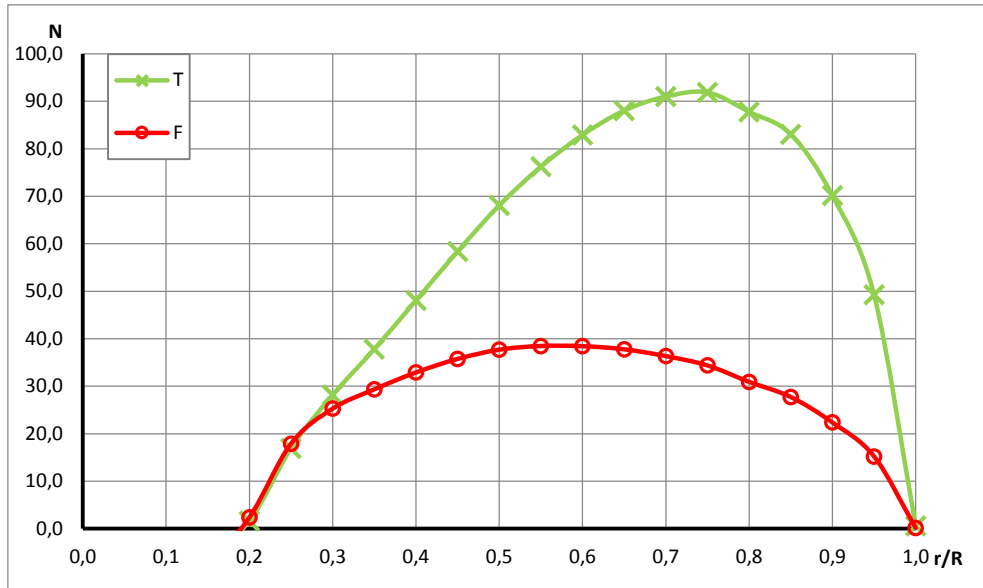


Figura 6.11 Distribución de fuerzas

Por último podemos calcular también el par generado a lo largo del radio mediante la distribución de dQ , la cual se obtiene con la siguiente fórmula.

$$dQ = r dF$$

Y tiene una gráfica como la que se muestra a continuación

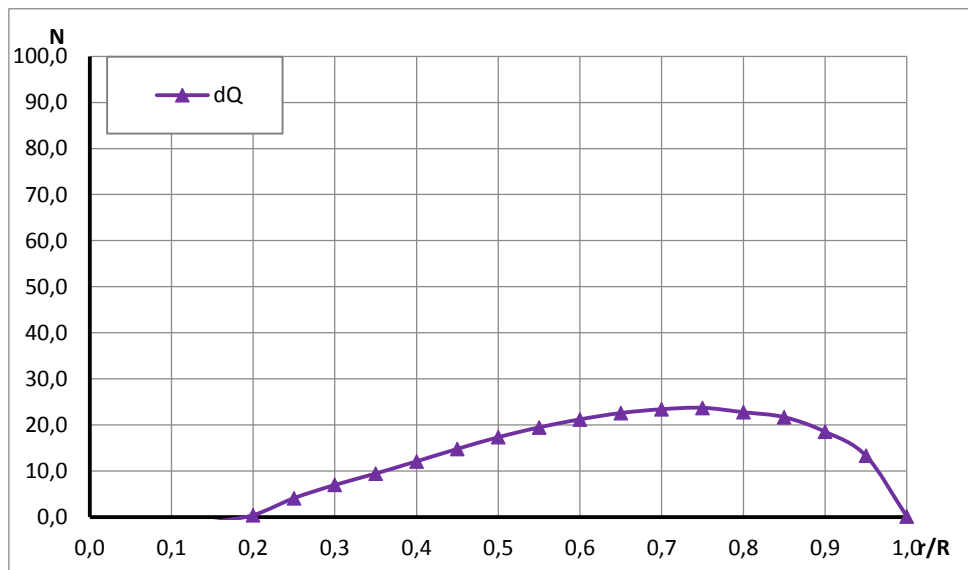


Figura 6.12 Distribución de par

Una vez que se tienen estos datos ya se puede obtener la tracción total generada por la hélice, así como la potencia generada y absorbida, y el rendimiento. Todos estos valores serán válidos para las condiciones elegidas como primera aproximación y nos darán una idea del funcionamiento de la hélice en ese punto. Para ello solo habría que obtener la integral de las funciones que sería igual que obtener el área bajo las curvas representadas.

$$T = N \cdot \int_{0.15 R}^R dT$$

$$Q = N \cdot \int_{0.15 R}^R dQ$$

En nuestro caso al realizar los cálculos en Excel, se realiza un sumatorio del valor de la función en cada estación del radio, dividiendo el radio en partes iguales de 0.05r. En el ejemplo utilizado los resultados obtenidos con el sumatorio de fuerzas son los siguientes.

r/R	dT	dF	dQ
0.15	-5.5644	-7.83	-1.08
0.20	1.6183	2.37	0.44
0.25	16.9486	17.91	4.12
0.30	28.1738	25.30	6.98
0.35	37.8173	29.36	9.45
0.40	48.0809	32.91	12.11
0.45	58.4011	35.76	14.80
0.50	68.1009	37.71	17.34
0.55	76.2493	38.48	19.47
0.60	82.9282	38.44	21.22
0.65	88.0639	37.78	22.59
0.70	91.0113	36.36	23.41
0.75	91.8814	34.38	23.72
0.80	87.7827	30.93	22.76
0.85	83.0744	27.74	21.69
0.90	70.1588	22.38	18.53
0.95	49.2456	15.23	13.31
1.00	0.6057	0.19	0.17
Σ	973.97	455.21	250.90

Por lo que multiplicando cada uno de los resultados de la fila naranja por el número de palas obtendremos las fuerzas y par para la hélice completa.

Además, se puede obtener el rendimiento de la hélice haciendo uso de la siguiente fórmula.

$$\eta_P = \frac{T \cdot V_{\infty}}{Q \cdot \omega}$$

A continuación, el siguiente paso es obtener los coeficientes de la hélice. Gracias a estos coeficientes se adimensionalizan la tracción y potencia para que sea posible comparar hélices independientemente de sus dimensiones, siendo los coeficientes función del parámetro de avance J y del ángulo de paso de la hélice β . De esta forma

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} = f(J, \beta)$$

$$C_P = \frac{P_m}{\rho n^3 D^5} = f(J, \beta)$$

Siendo

$$P_m = Q \cdot 2\pi \cdot n$$

donde n son las revoluciones de la hélice en cada segundo.

Además el coeficiente de par se calcula de la siguiente manera.

$$C_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5} = \frac{C_P}{2\pi}$$

Por último, teniendo estos coeficientes podemos obtener una nueva expresión del rendimiento propulsivo.

$$\eta_P = J \frac{C_T}{C_P}$$

Siendo J el parámetro de avance, que para recordar, se calcula con la siguiente fórmula.

$$J = \frac{V_\infty}{n \cdot D}$$

6.4 Representación de los coeficientes en función del parámetro de avance

Para poder conocer mejor el desempeño de la hélice es necesario conocer cómo varía el rendimiento en todos los puntos de operación de la misma. Si fijamos la velocidad de la corriente y las rpm obtendremos un valor de rendimiento en un punto concreto, pero lo que interesa es saber cómo se comporta la hélice en todo el rango de operación, desde velocidad nula hasta crucero, y saber en qué momento la hélice deja de entregar potencia. En este punto se dice que la hélice está en molinillo, lo que quiere decir que la hélice deja de entregar potencia y empieza a absorberla, pudiendo dañar al motor en el funcionamiento. Este es un estado que hay que evitar a toda costa puesto que la hélice empezaría a acelerarse por sí misma cada vez más hasta dañar al sistema.

Mediante el uso de una tabla de datos en Excel se puede obtener una curva que represente el valor del rendimiento propulsivo en función del parámetro de avance. Esto se explica de

manera detallada en el capítulo 8 Funcionamiento del programa. En conclusión, se obtiene una gráfica de la siguiente forma.

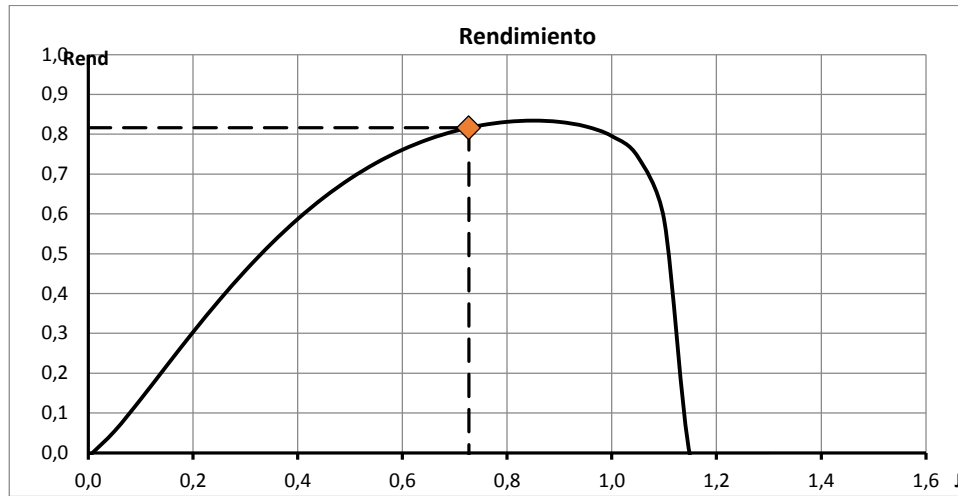


Figura 6.13 Rendimiento de la hélice

En nuestro caso, se han fijado las rpm constantes al valor en el que se empezó a iterar, 3000 rpm, y se va aumentando la velocidad de la corriente para ir obteniendo el valor del rendimiento en distintos puntos que corresponden a diferentes valores del parámetro de avance. En nuestro ejemplo, el punto naranja con forma de rombo corresponde al rendimiento que entrega la hélice para las rpm introducidas, y el parámetro de avance que corresponde. Conociendo la velocidad de crucero de la aeronave, el objetivo es conseguir que para dicha velocidad, las revoluciones de la hélice sean tales que el punto naranja se encuentre en lo más alto de la curva. De esta forma se optimiza la hélice para entregar el máximo rendimiento en crucero.

Afortunadamente este paso se hace automáticamente mediante la macro programada en Excel, la cual itera resultados hasta obtener los valores deseados. Este paso se explicará más adelante.

De la misma manera que el rendimiento, se puede representar el coeficiente de tracción y de potencia en función de J . Utilizando una tabla de datos mediante la que se varía la V_{∞} para obtener los valores de C_t y C_p según varía el parámetro de avance.

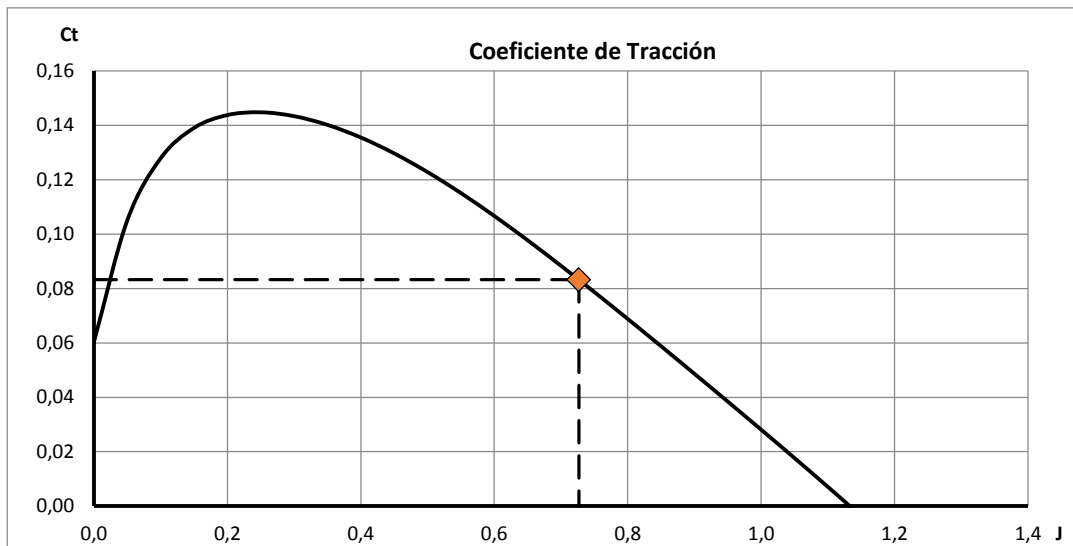


Figura 6.14 Coeficiente de tracción

Mediante esta curva podemos conocer en qué puntos del funcionamiento se maximiza la tracción generada por la hélice. El objetivo es hacer que en los momentos de mayor requerimiento de tracción de la hélice como es en el despegue y ascenso, la hélice esté trabajando en el punto óptimo.

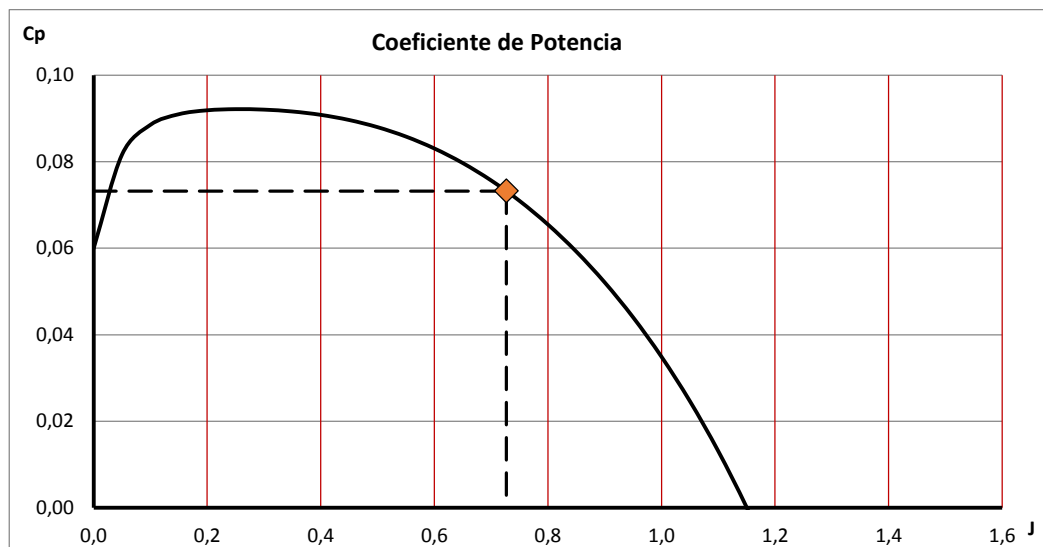


Figura 6.15 Coeficiente de potencia

La figura anterior muestra la curva del coeficiente de potencia para cada valor del parámetro de avance. Esto nos dará una idea de la potencia absorbida por la hélice en cada momento.

De igual manera que en el rendimiento, el rombo naranja representa el punto actual elegido para las 3000 rpm de la hélice, en velocidad de crucero.

6.5 Restricciones

Antes de explicar la manera en que se busca el punto óptimo de funcionamiento es necesario conocer que existen ciertas restricciones, debidas al diseño de la aeronave, la aerodinámica, y las limitaciones de potencia, que hay que tener en cuenta.

En nuestro caso existen ciertas limitaciones físicas que son las siguientes.

6.5.1 Potencia máxima

Dado que se trata de una aeronave eléctrica, la potencia del motor que la propulsa es más limitada que para motores de explosión. Además, el uso de baterías implica la necesidad de optimizar el consumo de energía, la autonomía de la aeronave y el peso de la misma para que el desempeño del vehículo sea el más apropiado.

El motor que se utiliza en el proyecto es capaz de generar una potencia de 100kW. A la hora de elegir un punto de funcionamiento en crucero es necesario tener en cuenta que, para ningún valor de J , se supere esta potencia absorbida. En caso contrario, en zonas de más exigencia, como pueda ser a bajos J , como en el despegue, se superaría la potencia máxima y el motor no sería capaz de generar la potencia necesaria para mover la aeronave.

Utilizando de nuevo una tabla de datos podemos conocer la curva de potencia, la cual será análoga a la del coeficiente de potencia. Y de esta forma limitar el punto máximo de la curva a los 100kW disponibles en nuestro motor.

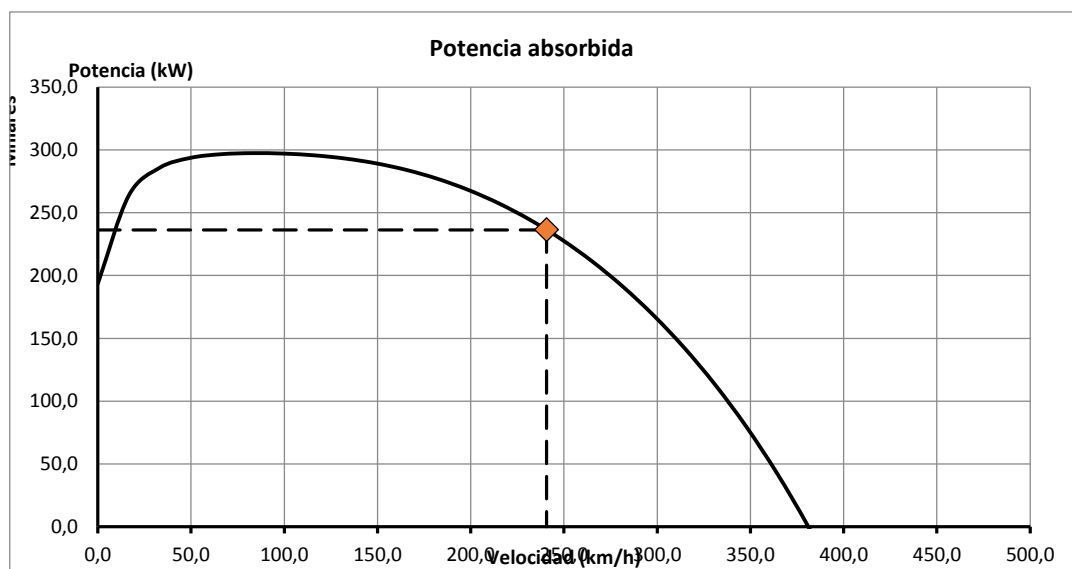


Figura 6.16 Curva de potencia en función de la velocidad

Como puede verse en la Figura 6.16, para la hélice elegida, con una velocidad de giro fijada en 3000 rpm, obtendríamos que la hélice absorbería una potencia máxima de unos 300 kW. Esta gráfica se puede construir en función del parámetro de avance para hacer el valor de la potencia independiente de las rpm y velocidad. Para nuestro caso, la hélice elegida superaría las

restricciones que nos limitan el diseño, al menos para la velocidad de giro fijada inicialmente. Para poder utilizar esta hélice en la aeronave objetivo, sería necesario limitar las revoluciones a un número menor de manera que la potencia máxima no superara la del motor.

6.5.2 Diámetro máximo

Por limitaciones del diseño de la aeronave, el diámetro máximo de la hélice se ha fijado en 1.84m.

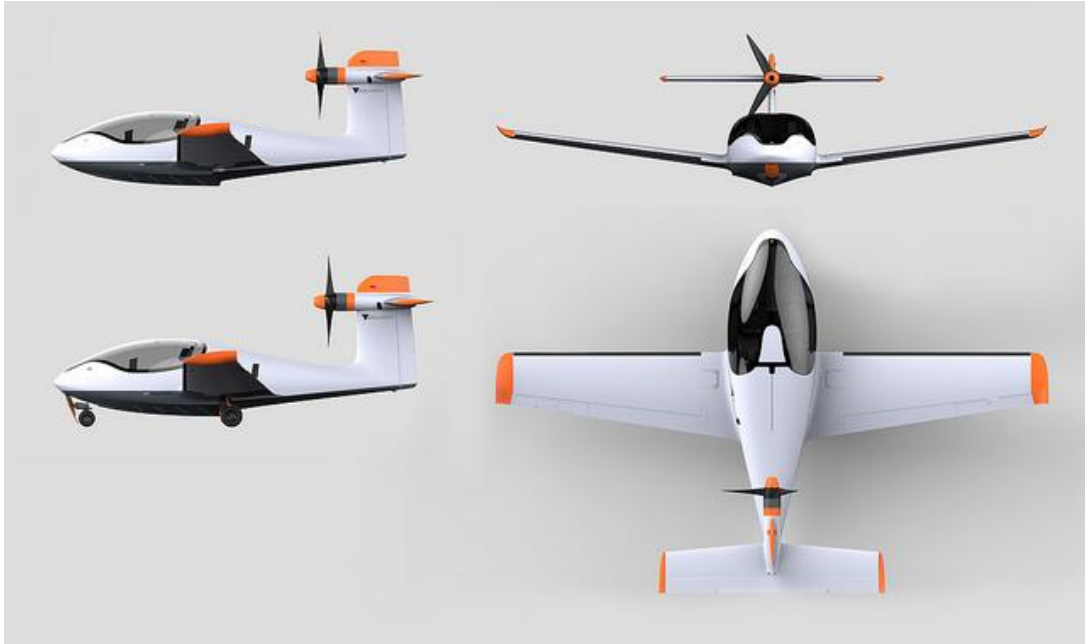


Figura 6.17 Vistas de la aeronave

Ya que por experiencia se sabe que, para aeronaves ligeras, un diámetro alto y palas esbeltas dará mayores rendimientos que otros más pequeños se toma como valor fijo el diámetro máximo. Si bien sería posible añadir el diámetro como una variable más en el cálculo iterativo, el proceso se hace más lento y complicado. Por ello se toma un valor fijo igual al máximo permitido, quedando pendiente para un posible estudio posterior la comparación entre distintas geometrías con distintos diámetros.

6.5.3 Mach crítico en la punta de pala

Otro factor restrictivo a tener en cuenta es el Mach crítico en la punta de pala. Ya que las palas son elementos que giran a altas velocidades, la punta de las mismas son zonas propensas a la aparición de régimen sónico o transónico. Por ello hay que vigilar el M_{tip} . El Mach en la punta de pala puede calcularse de la siguiente manera.

$$M_{tip} = M_{\infty} \sqrt{1 + \left(\frac{\pi}{J}\right)^2} \leq M_{cr \text{ perfil}}(0.8 \div 0.85)$$

Es necesario que el valor de M_{tip} no supere el límite de entre 0.8 y 0.85 para evitar así problemas por régimen transónico que podría derivar en grandes pérdidas por ondas de choque, además del peligro estructural que supondría la aparición de las mismas. Sin olvidar problemas de vibraciones y fatiga que pueden aparecer en estas situaciones y dañar la hélice.

6.5.4 Velocidad de crucero

Aunque la velocidad de crucero es un dato conocido y no una restricción se debe tener en cuenta a la hora de empezar a iterar. Se sabe que la misión de la aeronave es alcanzar una velocidad de 130 nudos en crucero, esto equivale a una velocidad de 66.87 m/s que deberán mantenerse durante toda la fase de crucero de la aeronave. Por ello este es uno de los valores fijados a la hora de iterar.

6.6 Cálculo del punto óptimo

Una vez que tenemos listo todo el proceso de cálculo, es necesario calcular el punto de funcionamiento óptimo para la hélice. Esto es, conocer la velocidad de rotación de la hélice para la cual el rendimiento se hace máximo en crucero, sin sobrepasar la potencia máxima del motor.

Este proceso se realiza automáticamente mediante el complemento *Solver* de Excel. Gracias a él podemos obtener el valor de una variable para alcanzar un objetivo en alguno de los resultados que dependan de ella. Además es necesario añadir cláusulas que restrinjan valores no aceptables de esa u otras variables.

Por ejemplo un valor a fijar sería la Potencia absorbida (Pot_{in}), la cual no podrá superar la disponible en el motor (100 kW). Otra restricción para el programa sería que el rendimiento esté entre cero y uno, para eliminar así soluciones no compatibles. Además, para agilizar el cálculo, hay que fijar las RPM como valor entero. Aunque el valor del diámetro se mantiene fijo en el máximo permitido (1.84m), opcionalmente se puede declarar como variable para obtener una gama de resultados más amplia. Sin embargo, esto ralentiza enormemente el proceso además de añadir algunas trabas al programa, ya que cada variable no discreta que se añade hace que el cálculo sea mucho más complejo y delicado.

Para el cálculo del punto óptimo de una sola hélice, el número de palas debe fijarse manualmente, es decir, lo tomamos como un dato de entrada. Eso es simplemente por sencillez. Se puede ir aumentando el número de palas y ver qué configuración permite un mejor funcionamiento. Para la comparación entre todas las hélices se calculan las hélices para 2, 3 y 4 palas. Por la experiencia y los resultados vistos hasta ahora en aerodinámica, para aeronaves ligeras, una hélice de más de 4 palas suele entregar menos rendimiento que las de menos. Al

igual que con el diámetro, una elección justificada de un número de palas mayor a 4 podría ser una posible ampliación de este trabajo.

En resumen el punto de máximo rendimiento se calcula automáticamente siempre que el complemento *Solver* se configure con las restricciones adecuadas. En nuestro caso se fija como objetivo alcanzar el máximo rendimiento, mediante la siguiente ventana.

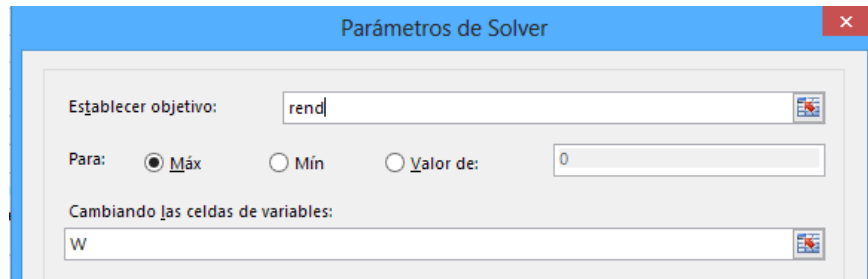


Figura 6.18 Parámetros de Solver

Con esto se indica al programa que busque el máximo valor de la variable “rend”, modificando el valor de la variable “W” que corresponde a la velocidad de rotación de la hélice. Como ya se ha dicho, es posible añadir más variables como el número de palas o el diámetro, pero el proceso se realizará de manera mucho más lenta y la búsqueda de soluciones es más complicada.

Conociendo el valor de la velocidad de crucero podemos evitar convertirlo en variable, indicando directamente un valor fijo para la misma, agilizando así el cálculo. Por tanto las únicas restricciones que añadiremos al programa serán las siguientes.

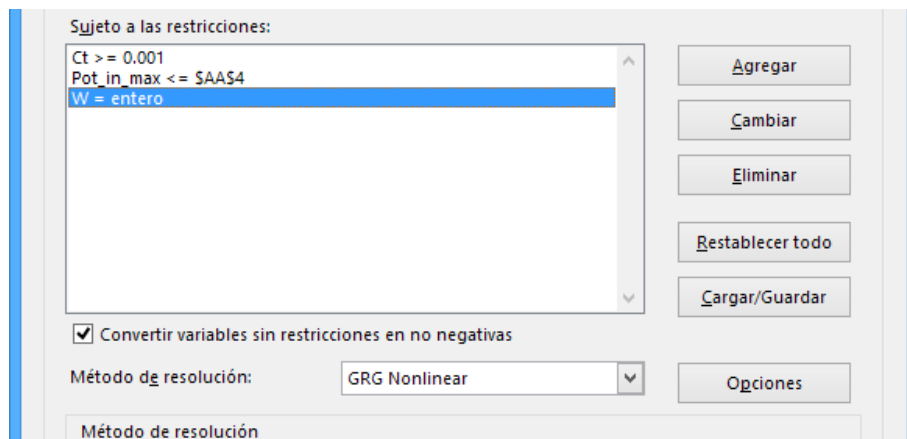


Figura 6.19 Restricciones de Solver

Donde indicamos que el Ct deberá ser mayor que 0.001 para evitar valores negativos. La potencia máxima será menor que la indicada en la celda AA4, que contiene el valor de la potencia del motor. Y por último se indica que las RPM deberán ser un valor entero, ya que no es necesaria una precisión con decimales en este valor, y de esta manera se consigue alcanzar la solución mucho más rápidamente.

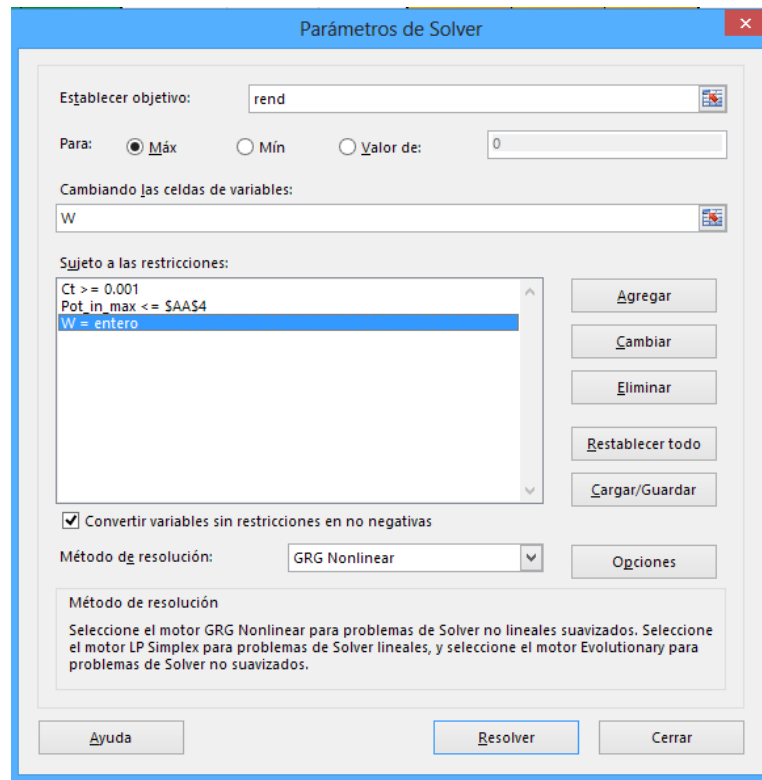


Figura 6.20 Ventana de configuración Solver

Pulsando entonces el botón resolver el programa comenzará a variar las rpm hasta llegar al objetivo indicado, devolviendo una solución en la hoja de cálculo.

Este proceso en la práctica se realiza mediante la macro “calc_rmax” que evita tener que introducir los parámetros cada vez que se ejecuta el proceso y resetea las variables para hallar de manera más rápida la solución. Esta macro se puede ejecutar desde un botón en la hoja de cálculo.

DATOS ENSAYO	V (kn)=	130.00	54.37	RESULTADOS		
	V _w (m/s) =	66.87		T =	316	
	V _w (km/h) =	240.73		Q =	127	
	M _w =	0.20		P _m =	27 842	
	P _g =	1.57		cT =	0.019	0.14484
	A.F. =	82.47		cP =	0.026	Rmax
	J =	1.05		ηP =	0.75991	0.759906 0.84422
	Mtip =	0.6226		Pot_out =	21157	
DATOS AMBIENTE	μ aire 26°	1.85E-05	Pot_in =	27842		
	ρ (kg/m³) =	1.2250	Pot_in_max=	100000		
	c (m/s) =	340.17				
	v (m²/s) SL=	1.46E-05				
LEYENDA	ENTRADA		CALCULA PUNTO ÓPTIMO			
	CÁLCULO					
	RESULTADO					

Calcule el punto de rendimiento (L8) máximo para el modelo de hélice (Q13) seleccionado sin exceder el límite de potencia (U4)

Figura 6.21 Detalle hoja de cálculo

6.7 Comparación de hélices

Una vez que hemos conseguido obtener los datos de una hélice concreta llega el momento de comparar distintas hélices. El objetivo de este paso es calcular de manera automática todas las hélices disponibles en la base de datos y evaluar cuáles son las más adecuadas para nuestro caso, teniendo en cuenta las condiciones de entrada elegidas y las restricciones que se tienen.

Una vez se ejecuta la macro principal de comparación de modelos obtenemos una tabla de resultados con los valores de diferentes parámetros para todos ellos representados en una tabla.

Requisitos			
D(max)	1.84 m	72.44 in	
Pot a la hélice	100	KW	
V crucero	130 kn	66.87 m/s	240.7 km/h
Masa max	7	kg	
CALCULA TODOS LOS MODELOS			
Cálcula el punto de rendimiento máximo para todos los modelos de hélice sin exceder el límite de potencia. Después tabula los resultados en la hoja RESULT			

Si ordenamos los resultados de mayor a menor rendimiento obtenemos que los diez modelos que dan un mayor rendimiento para hélices de dos palas son los siguientes.

Modelo	η_p	RPM
apcsp_14x13	0.856	2269
apce_11x10	0.855	2283
apce_14x12	0.850	2546
apcsp_11x9	0.838	2348
kyosho_11x9	0.835	2378
grcp_10x8	0.831	2424
grcsp_10x8	0.831	2275
apce_11x8.5	0.823	2501
apce_17x12	0.822	2695
grcp_11x8	0.817	2558

Tabla 6.2 Modelos de más rendimiento en hélices de dos palas

Para hélices de tres palas, los diez modelos con más alta eficiencia son los de la tabla a continuación.

Modelo	η_p	RPM
apce_14x12	0.820	2229
apcsp_14x13	0.820	1986
apce_11x10	0.816	2001
apcsp_11x8	0.809	3386
apce_10x7	0.802	3696
magf_10x8	0.795	3634

apc29ff_9x5	0.788	4097
mae_10x7	0.787	3952
grsn_10x7	0.786	3682
grcsp_9x6	0.786	3522

Tabla 6.3 Modelos de más rendimiento en hélices de tres palas

Y por último, las diez hélices de cuatro palas que más rendimiento consiguen son las mostradas en la siguiente tabla.

Modelo	η_p	RPM
grcsp_9x6	0.814	3103
apcsp_9x7	0.807	3258
apce_11x8.5	0.802	3446
apce_11x8	0.800	3573
kyosho_9x6	0.797	3568
kyosho_10x7	0.796	3380
apcsp_10x8	0.795	3398
grcp_9x6	0.795	3715
grcsp_10x6	0.791	3740
grcp_10x8	0.789	3420

Tabla 6.4 Modelos de más rendimiento en hélices de cuatro palas

Como podemos ver son las hélices de dos palas las que alcanzan rendimientos más altos que el resto, llegando a alcanzar valores de rendimiento de hasta 0.856.

También se puede concluir que las hélices de marca ACP son las que entregan mayores rendimientos para este tipo de situaciones, siendo los modelos SP (sport) y E (electric) los que están más arriba en los resultados.

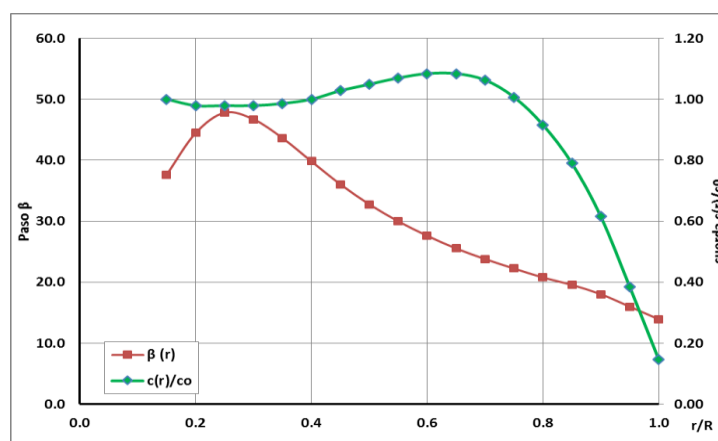


Figura 6.22 Geometría de hélice APC modelo Sport

Normalmente esta diferencia en el rendimiento alcanzado viene dada por la geometría de la hélice. Si comparamos la APC Sport 14x13, que tiene un alto rendimiento con una MAS 10x7 que apenas alcanza 0.688 de rendimiento podemos observar algunas diferencias.

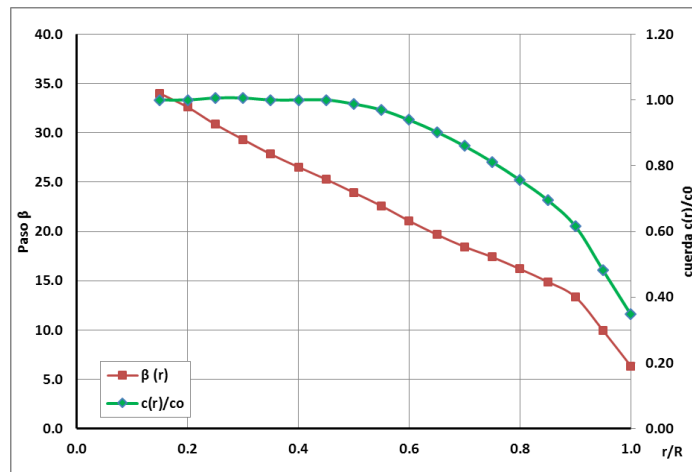


Figura 6.23 Geometría de hélice MAS

En cuanto a la distribución de cuerda, la ACP presenta una forma más redondeada, con una cuerda ancha desde la raíz hasta $0.6r$ que se reduce de manera acusada en la punta. La hélice MAS sin embargo presenta una forma en planta más homogénea con una distribución de cuerda más lineal y redondeada en toda su longitud.

La distribución del paso también cambia, la APC tiene un paso muy grande en la raíz que baja bruscamente hasta la zona de cuerda máxima y se va reduciendo de forma más suave desde ahí hasta la punta. La hélice MAS presenta una distribución de paso lineal.

A continuación se muestran las gráficas y resultados de la hélice APC Sport en su punto de óptimo rendimiento.

DATOS HÉLICE:	β (º) =	22.25	DATOS ENSAYO	V (kn)=	130.00	RESULTADOS	T =	777
	N =	2		V_{∞} (m/s) =	66.87		Q =	255
	D (m) =	1.840		V_{∞} (km/h) =	240.73		Pm =	60 668
	R (m) =	0.92		M ∞ =	0.20		cT =	0.039
	rpm motor =	-		Pg =	1.77		cP =	0.043
	reductora =	-		A.F. =	80.79		ηP =	0.85594
	ω (rpm) =	2269		J =	0.96		Pot_out =	51928
RPM CONSTA NTES	ω (1/s) =	237.61	Mtip =	0.6720	Pot_in =	60668		
	n (rps) =	37.82	DATOS AMBIENTE NIVEL DEL MAR	μ aire 26º	1.85E-05	Pot_in_max=	100000	
	C _g (m) =	0.132		ρ (kg/m ³) =	1.2250	CALCULA PUNTO ÓPTIMO	Cálcula el punto de rendim modelo de hélice (Q13) sel límite de potencia (U4)	
	cmed (m) =	0.105		c (m/s) =	340.17			
	Sp (m^2) =	0.109		v (m ² /s) SL=	1.46E-05			
	S =	2.66	DATOS DE PERFIL Clark Y	LEVENDA	ENTRADA	RESULTADO		
σ =	0.082	CÁLCULO						
		RESULTADO						
DATOS DE	Cl α =	0.071	4.041					
PERFIL	Cl0=	0.40						
Clark Y	Cd0=	0.0116						

Tabla 6.5 Resultados para la hélice elegida

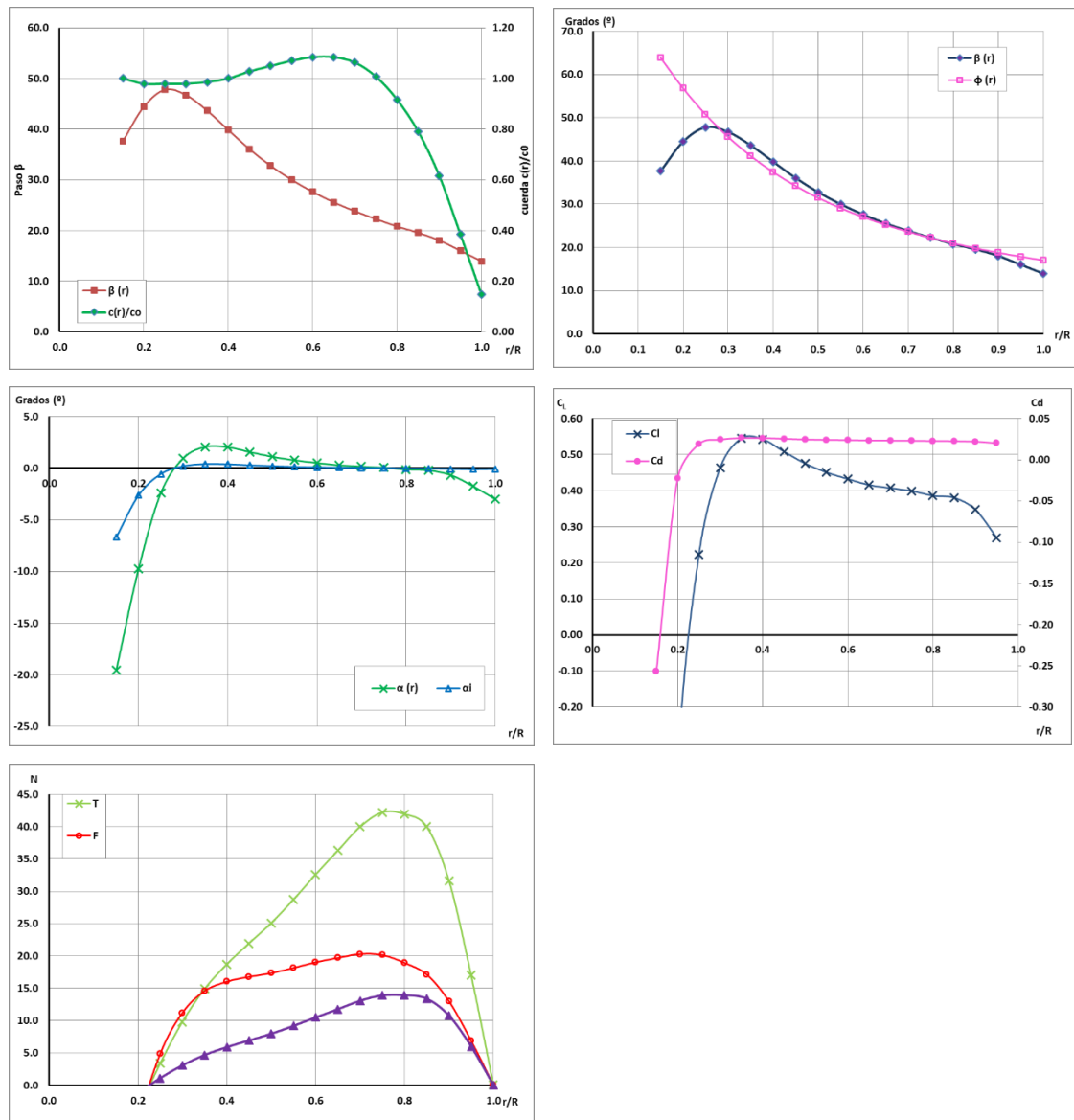


Figura 6.24 Gráficas de resultados

Si dibujamos el rendimiento y los coeficientes de la hélice en función del parámetro de avance obtenemos las siguientes gráficas.

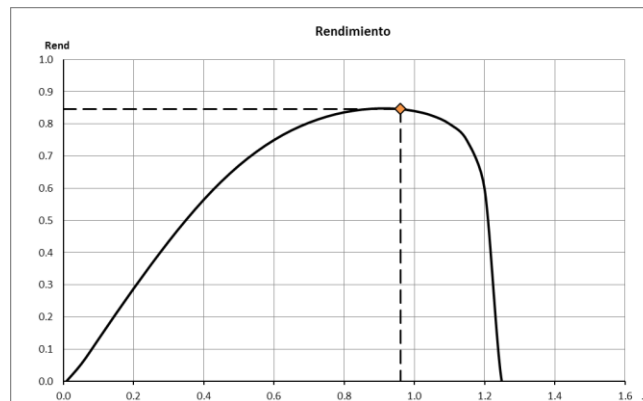


Figura 6.25 Rendimiento de la hélice y punto óptimo

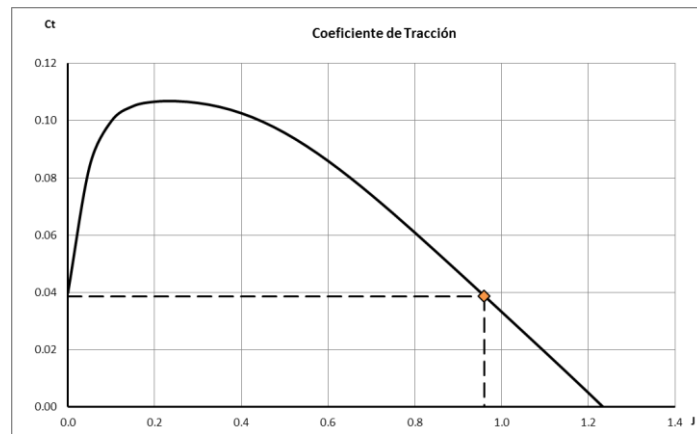


Figura 6.26 Gráfica del coeficiente de tracción

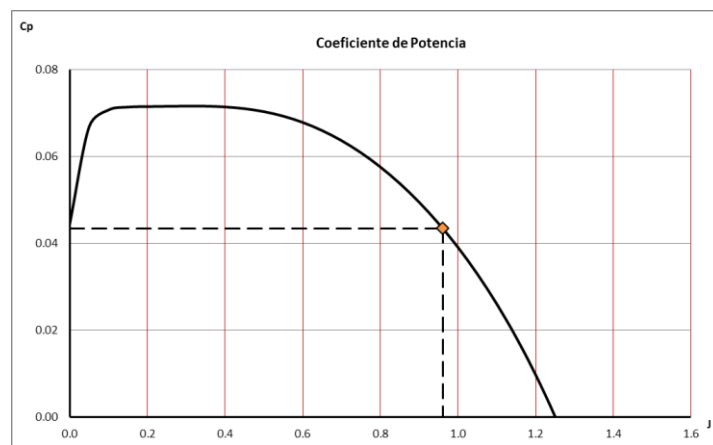


Figura 6.27 Gráfica del coeficiente de potencia

7. Validez del modelo

En todo proceso de cálculo, a mano o por ordenador existe un error. Si bien los cálculos por ordenador poseen un error intrínseco mucho menor que en el cálculo manual, este primer método de obtención de soluciones no está exento de dicho error. En el siguiente capítulo se recoge una comparación entre los resultados experimentales medidos durante un experimento y los obtenidos al calcular varias hélices con nuestro programa calculador de hélices.

7.1 Errores asumidos

A continuación mostraremos los tipos de error que se pueden asumir en un proceso de cálculo, los cuales pueden ser medibles hasta cierto punto. De esta manera podremos tener una idea más clara de cuán preciso es nuestro sistema y cuáles pueden ser sus limitaciones.

7.1.1 Errores intrínsecos

Hay errores intrínsecos al método utilizado. Normalmente estos errores se pueden hacer tan pequeños como se quiera, a través de aproximaciones sucesivas. Aun así, al disponer de un tiempo finito por realizar los cálculos, debemos conformarse con aproximar con un cierto margen de error. Hará falta, pues, un compromiso entre la cota de error admitida y el tiempo máximo de cálculo que nos podemos permitir. Naturalmente, serán preferibles aquellos métodos que permitan aproximar hasta una determinada cota de error en menos tiempo, los cuales diremos que tienen una velocidad de convergencia mayor. En los métodos que aproximan iterativa mente a través de una serie de pasos sucesivos, podemos medir esta velocidad por la inversa del número de pasos necesarios. Aun así, desde el punto de vista del tiempo de cálculo hace falta valorar también la complejidad de los cálculos a realizar en cada paso. A los efectos anteriores, normalmente trabajaremos con el error absoluto, definido como el valor absoluto de la diferencia entre el valor exacto x_e y la aproximación x .

Naturalmente, al desconocer el valor exacto el único que podremos hacer es estimar el error, dando una cota superior para el mismo.

En nuestro caso el error intrínseco puede determinarse mediante las opciones del complemento “*Solver*” de MS Excel 2013. En la Figura 7.1 se muestran las opciones del complemento *Solver*. En ellas se pueden determinar los valores de convergencia para cada método de cálculo utilizado. Este valor determinará la precisión del resultado obtenido y en ocasiones la forma de llegar a él. Variando estas opciones podemos obtener un resultado mucho más preciso, sacrificando tiempo de cálculo.

En nuestro programa se han seleccionado las opciones mostradas en la Figura 7.1 frente a las predeterminadas que ofrece el programa. Las opciones predeterminadas ofrecen una precisión de cinco decimales (0.00001) y una convergencia equivalente. Dado que el estudio que nos abarca no requiere de tal precisión, estos valores se han reducido a 0.001 tanto en convergencia como en precisión para agilizar el proceso.

Por cada modelo de hélice se puede ahorrar aproximadamente entre 2 y 5 minutos de tiempo de cálculo reduciendo la precisión de 0.00001 a 0.001. Teniendo en cuenta que el cálculo completo procesa hasta 79 modelos distintos, la reducción de tiempo se vuelve importante al hacer el cálculo de todos los modelos para cada caso particular. Además hay que tener en cuenta que el aumento de la precisión en dos decimales requiere una potencia de cálculo en ocasiones mayor de la que pueda ofrecer un ordenador doméstico con unos años de antigüedad. Por último teniendo en cuenta que hay otro tipo de errores externos al proceso de magnitudes mucho mayores a los cinco decimales que ofrece Excel, el acotar ese extra de precisión no supone un problema demasiado grande.

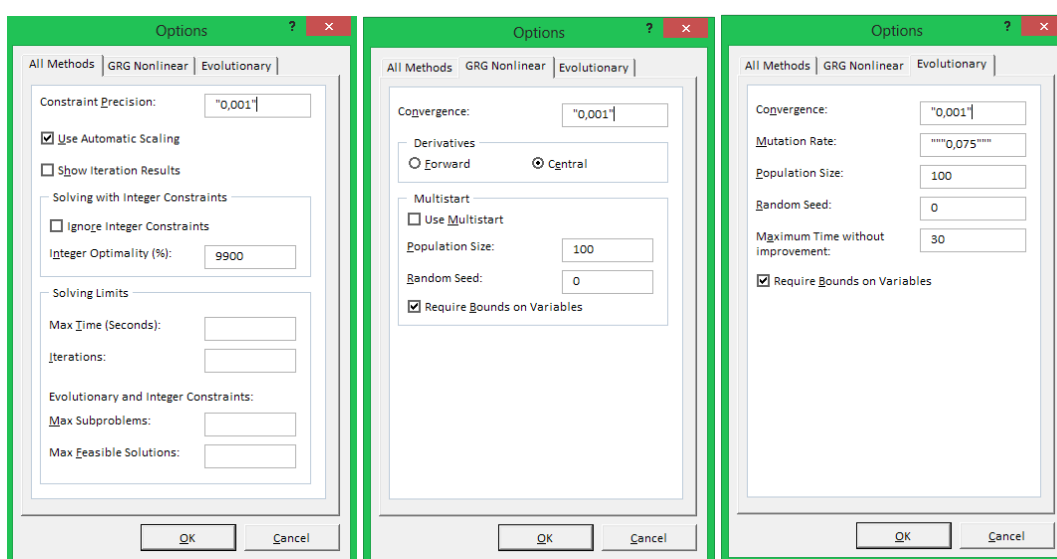


Figura 7.1 Opciones del complemento Solver

7.1.2 Errores instrumentales

Hay también errores instrumentales debidos al instrumento de cálculo utilizado. En particular, las calculadoras y ordenadores digitales trabajan con un número finito de cifras y por lo tanto no utilizan números con infinitas cifras decimales, como los irracionales o los fraccionarios "decimales periódicos". Por ejemplo, aproximarían $1/3 = 0.3 \approx 0.333333$, con un número de cifras decimales dependiente de la precisión del instrumento. Por aproximar el cálculo de los números racionales y reales, los ordenadores trabajan con números decimales en

punto flotante, tratando por separado las cifras significativas (mantisa) y el orden de magnitud (característica). Por ejemplo, $0.0000000000000235410347 = 2.35410347 \cdot 10^{-14}$ se expresará como 2.35410347E-14. Comoquiera que la principal limitación está en el número de cifras significativas admitidas, lo que nos importará será el error relativo del valor aproximado x respecto del valor exacto x_e .

Dada la cantidad de decimales en coma flotante que es capaz de manejar un ordenador de hoy en día este tipo de error se hace totalmente despreciable frente a los errores intrínsecos.

7.1.3 Errores externos

Debido a la utilización de un programa externo para el cálculo del perfil aerodinámico, hay que tener en cuenta que, durante ese proceso, se añade una nueva capa de errores que hay que asumir.

A la hora de indicar las características aerodinámicas del perfil elegido hay dos opciones: utilizar datos experimentales de mediciones en túnel de viento o calcular el perfil con un programa informático, ya sea XFOIL o JavaFoil.

En el primero de los casos, el uso de datos experimentales, se tienen unos resultados más reales que se asemejan al funcionamiento real del perfil. Sobre todo en altos ángulos de ataque y situaciones de pérdida. En estas situaciones los programas como XFOIL pierden gran parte de su fiabilidad y no son capaces de calcular resultados con tanta precisión.

También es cierto que las medidas que se puedan hacer a un perfil aislado en un túnel de viento suponen ciertas diferencias con el funcionamiento real del perfil. Esto se debe a que en un túnel de viento el perfil está aislado de cualquier otro objeto. El comportamiento durante el vuelo real será distinto debido a la interacción del resto de ala con cada sección del perfil, los fenómenos de punta de ala y el cambio de geometría en el encastre. Además de la perturbación que pueda sufrir la corriente antes de llegar al perfil, ya sea por obstáculos en el fuselaje del avión, la propia hélice, etc.

Las ventajas que supone utilizar un programa que calcule el perfil pueden tener mayor peso que el posible error que se asume al usarlo. Gracias a este tipo de programas podemos probar cantidad de perfiles aerodinámicos en distintas situaciones, Reynolds, ángulos de ataque, velocidades, viscosidad, etc. con tan solo tener la geometría del perfil en una tabla de coordenadas.

Si no dispusiéramos de estas herramientas, la búsqueda de información para obtener las características de cada perfil a probar se convertiría en un proceso tedioso y muchas veces

improductivo ya que no siempre es sencillo encontrar informes publicados de algunas familias de perfiles probados a distintos números de Reynolds.

7.2 Precisión de JavaFoil

Aunque ya se habló en el punto Limitaciones sobre las limitaciones de JavaFoil, en este capítulo se profundiza un poco más en el error que se debe asumir al trabajar con este tipo de programa de análisis.

Los siguientes párrafos son una traducción de la web de JavaFoil donde se habla sobre la precisión y validez del cálculo de perfiles con dicho programa.

Como todo modelo matemático, los procedimientos combinados en JavaFoil solo pueden aproximarse a la física real. Por tanto son de esperar desviaciones entre los experimentos y los resultados de JavaFoil, los cuales deben usarse en consecuencia. Siempre es buena idea realizar algunos test por cuenta propia antes de empezar un desarrollo complejo de trabajo con un programa como JavaFoil y similar.

Se han realizado algunos experimentos en el túnel de viento laminar del Institute of Aero and Gas Dynamics de la Universidad de Stuttgart, los cuales se muestran abajo.

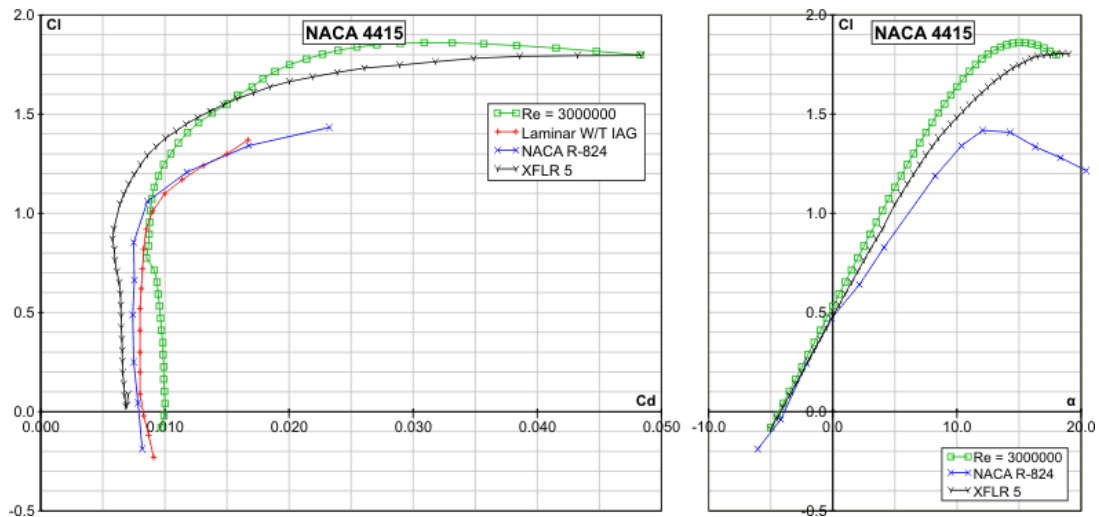


Figura 7.2 Comparación datos experimentales con JavaFoil NACA 4415

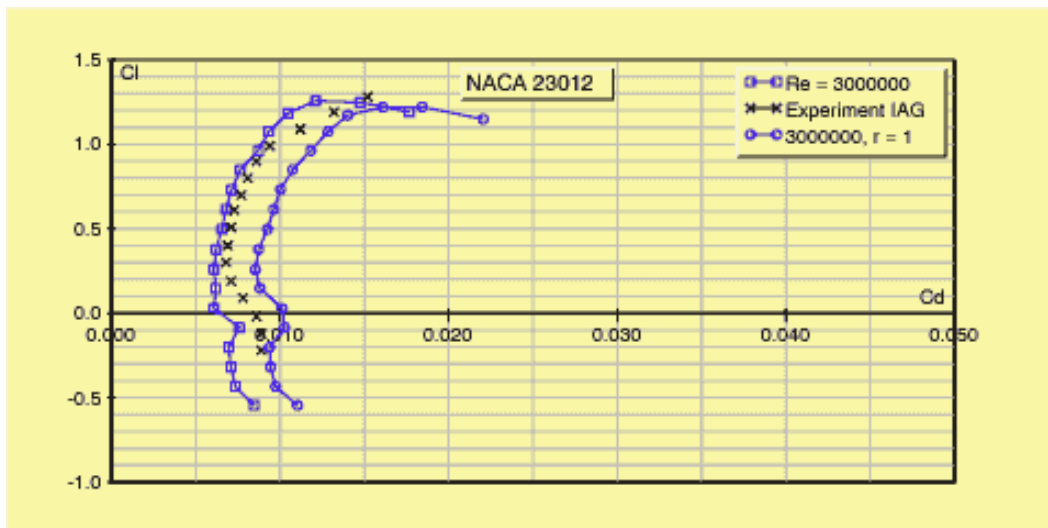


Figura 7.3 Comparación datos experimentales con JavaFoil NACA 23012

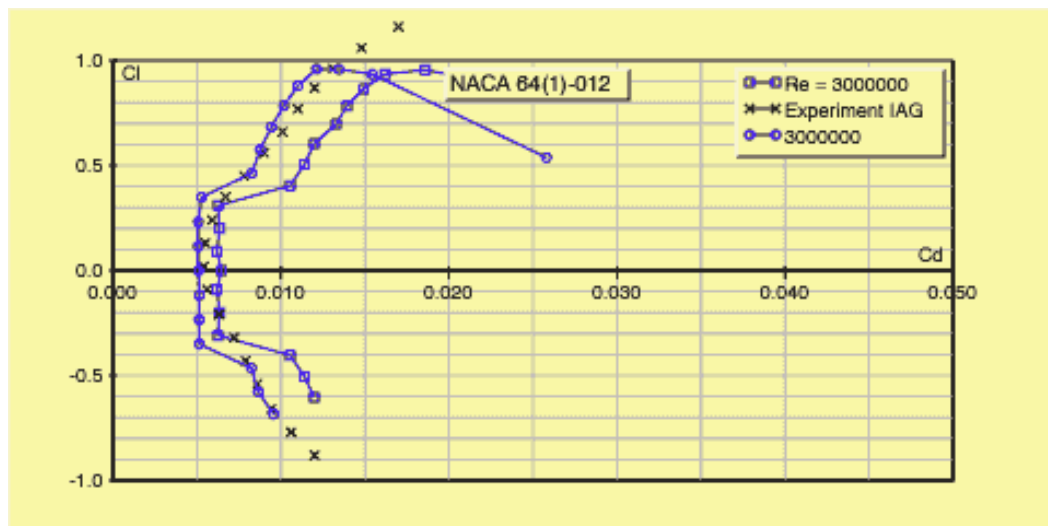


Figura 7.4 Comparación datos experimentales con JavaFoil NACA 61(1)-012

Como vemos en las figuras anteriores existe una diferencia entre los datos experimentales y el resultado calculado. A la hora de obtener los resultados de nuestra hélice habrá que tener en cuenta la posible desviación que supone el utilizar los datos del perfil obtenidos en JavaFoil.²

7.3 Comparación con datos experimentales

A la hora de tener una referencia para comprobar la validez del modelo se ha tomado un informe de la NACA en el cual se probaron diferentes palas en túnel de viento. El informe

² N. del A.: Como recomendación para un futuro estudio posterior, el uso de XFLR 5 en lugar de JavaFoil o XFOIL podría ayudar a obtener resultados más parecidos a la realidad. Como se ve en la Figura 7.2 los resultados en XFLR 5 son mucho más aproximados al ensayo que los de JavaFoil.

utilizado es el NACA Report No. 640 titulado “The aerodynamic characteristics of full-scale propellers having 2, 3 and 4 blades of Clark Y and R.A.F. 6 airfoils sections” realizado por P. Haetman y David Biermann³.

Como indica el título del informe, en él se prueban varias hélices en túnel de viento para obtener sus coeficientes y rendimiento a diferentes valores de parámetro de avance. Los valores indicados en el informe se usaron como referencia para evaluar la exactitud del modelo programado en Excel para seleccionar nuestra hélice.

En el experimento realizado se probaron las distintas hélices a una velocidad de 110 MPH que equivalen a 177 km/h o 49.17 m/s. La medición comienza con la hélice en parado, la cual se empieza a acelerar hasta las 1200 rpm. De este modo se sacan los valores de CT y CP para distintos parámetros de avance y se muestran los resultados en las típicas gráficas de rendimiento (Figura 7.5). La misma hélice se prueba con distintos ángulos de paso, entre 15° y 45°.

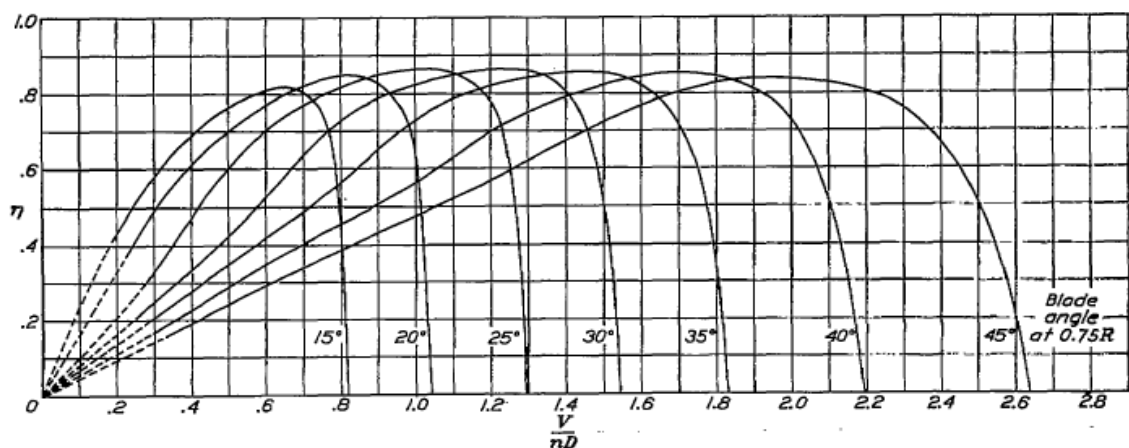


Figura 7.5 Gráfica de rendimiento para una hélice de 3 palas con perfil Clark Y

Las figuras siguientes muestran la comparación entre los valores experimentales (líneas discontinuas) y los obtenidos en Excel para dos hélices de dos y tres palas respectivamente, ambas con perfiles Clark Y.

³ El informe mencionado puede obtenerse en la web de informes técnicos de la NASA en el siguiente enlace: <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19930091715>

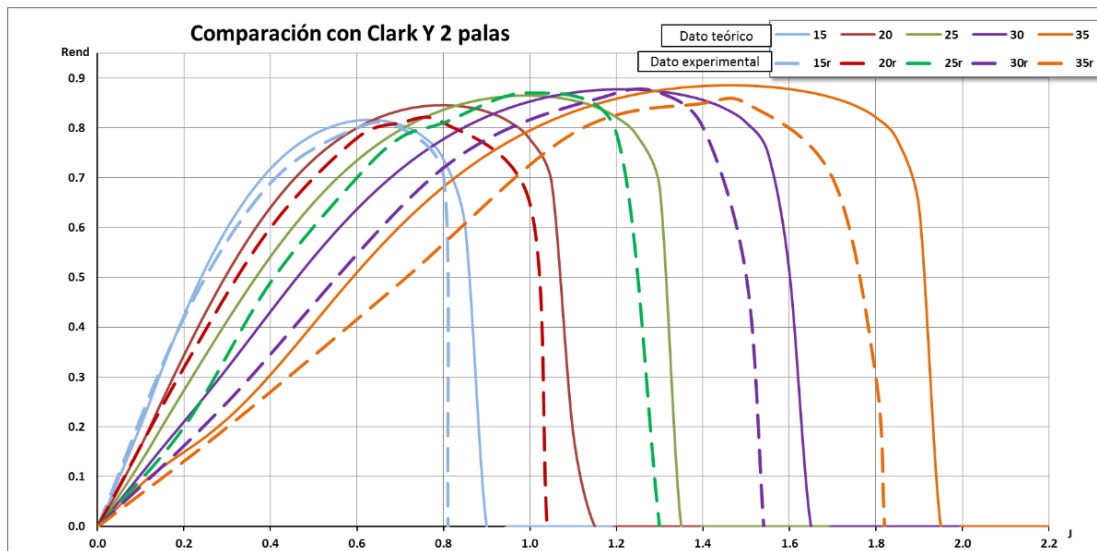


Figura 7.6

Como vemos en la Figura 7.6 el rendimiento calculado en función del parámetro de avance J se mantiene más cerca de los valores experimentales para ángulos de paso pequeños que para otros más grandes. Sin embargo el rendimiento máximo es muy exacto para casi cualquier ángulo de ataque, exceptuando a 35 grados donde existe una diferencia de apenas un 5%. Los datos se desvían un poco más en J altos para cada ángulo de paso, donde en los datos experimentales la caída de rendimiento se produce ligeramente antes que en los datos calculados. Esto puede deberse a la limitación que tiene el modelo para el cálculo en situaciones de pérdida. Limitación que viene intrínseca desde el cálculo del perfil en JavaFoil.

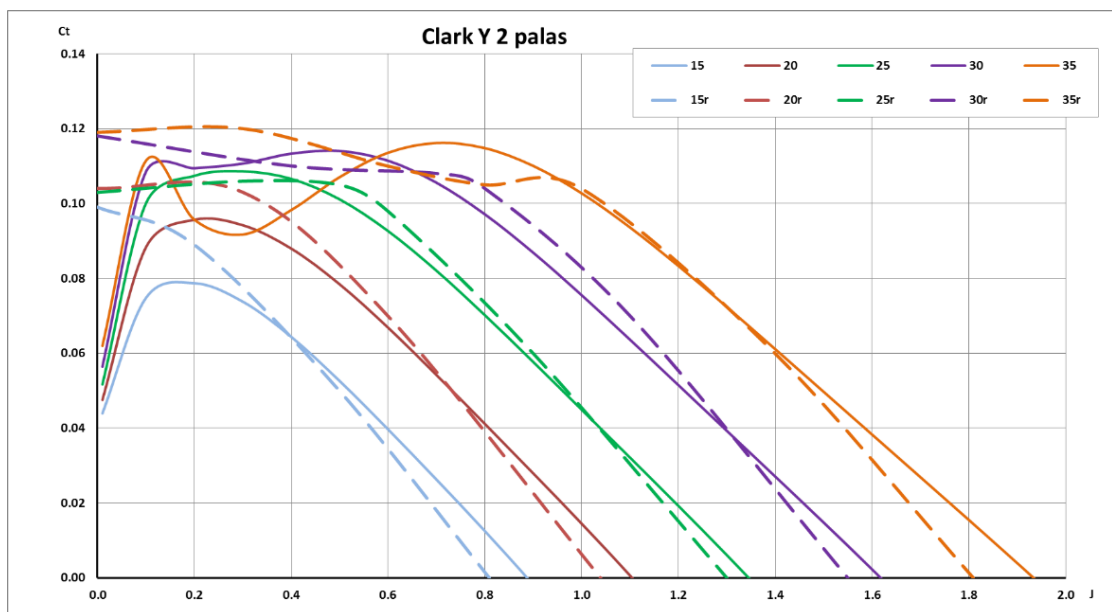


Figura 7.7

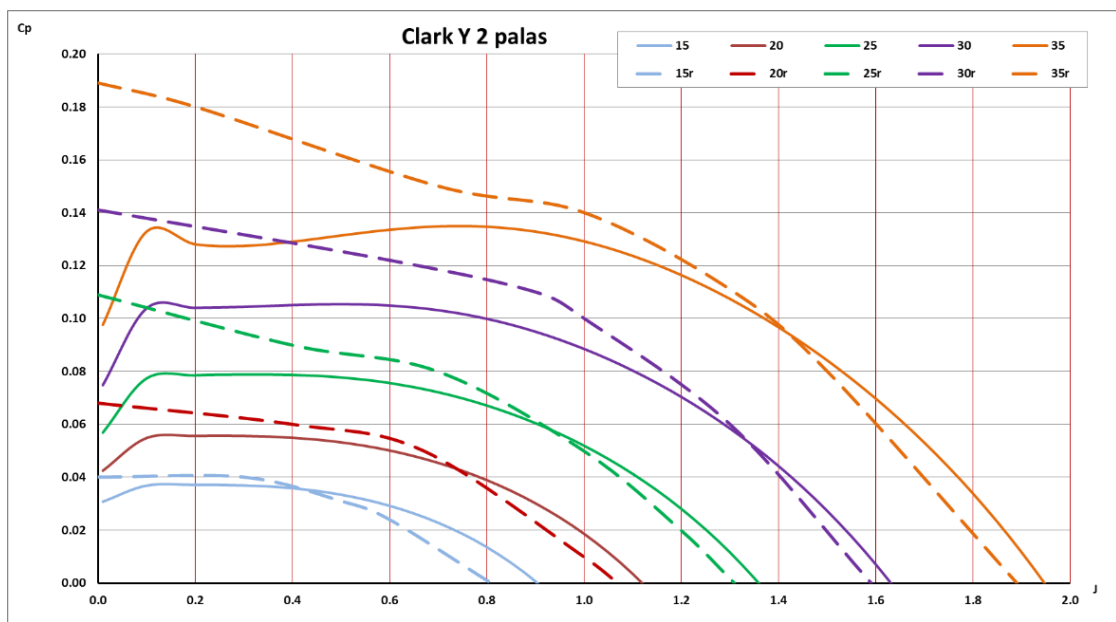


Figura 7.8

Tanto en la Figura 7.7 como en la Figura 7.8 vemos que los coeficientes de potencia y tracción se asemejan más al experimento cuando el parámetro de avance es mayor. Para valores de J menores la exactitud es menor. Hay que tener en cuenta que los datos experimentales para valores de J pequeños son aproximados como indican las líneas de puntos que pueden verse en la Figura 7.5.

más adelante se muestran las gráficas correspondientes a la comparación entre valores reales y experimentales para la hélice de 3 palas, siendo la interpretación similar a la ya realizada en la hélice de dos palas.

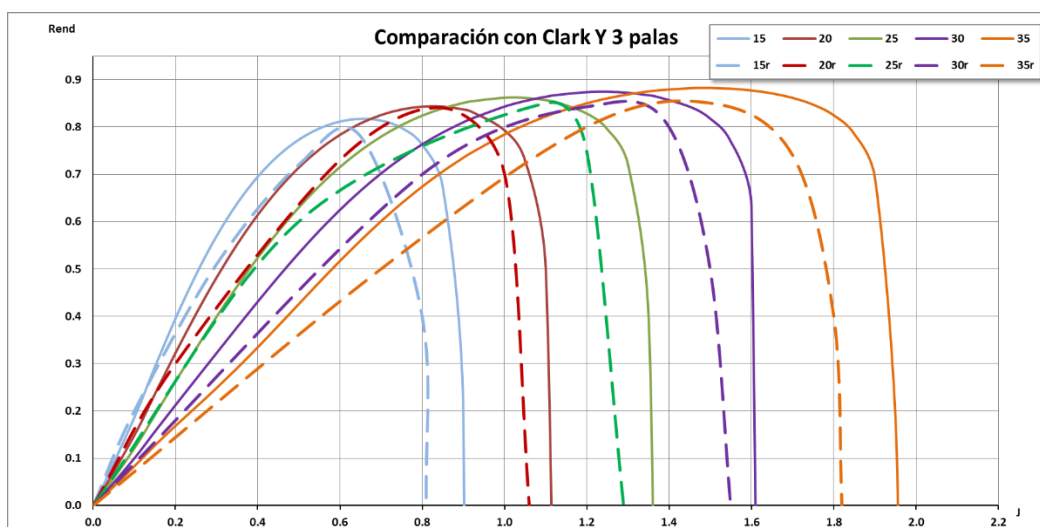


Figura 7.9

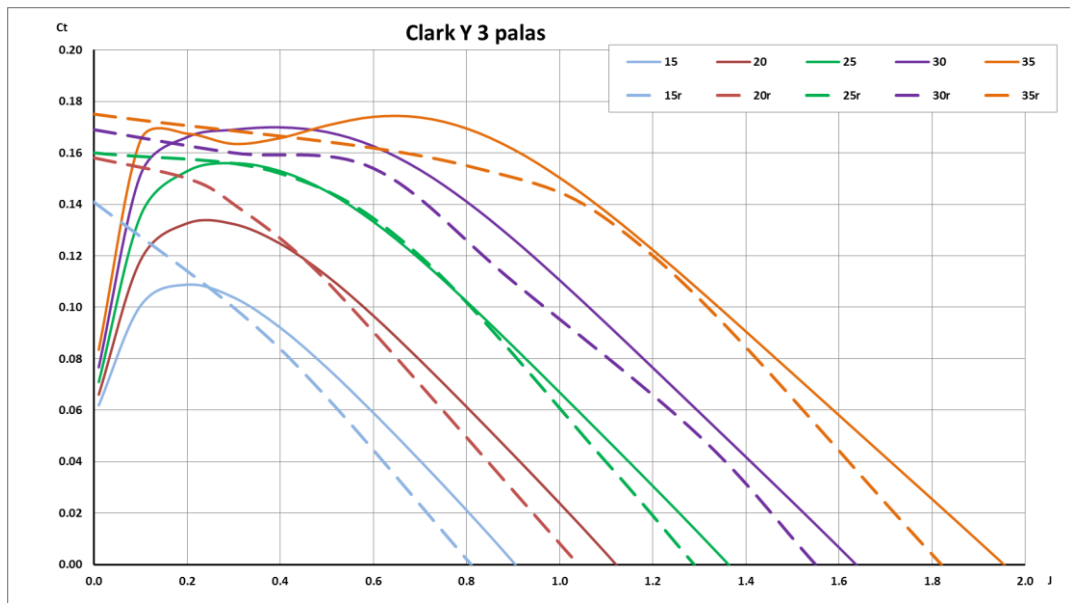


Figura 7.10

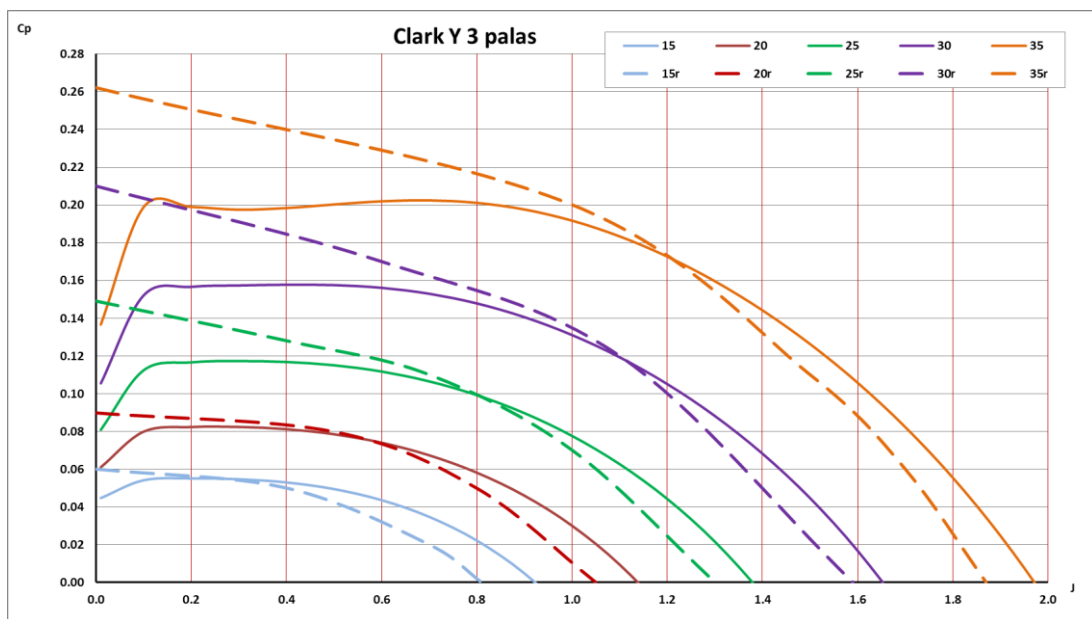


Figura 7.11

8. Funcionamiento del programa

Como ya se ha dicho anteriormente, el programa utilizado para el cálculo de las hélices ha sido creado mediante MS Excel y Visual Basic para Aplicaciones.

Uno de los objetivos de este proyecto ha sido crear el mencionado programa de la mejor forma posible para que cualquier otra persona interesada en el estudio de palas pueda aprovecharlo. De esta manera podrá servir como base para otros proyectos futuros.

A grandes rasgos el programa utiliza la teoría del elemento finito de pala para hacer el cálculo de una hélice elegida de una lista de 79 modelos de distintos fabricantes. Estos modelos tienen unas dimensiones específicas pero pueden ser escaladas por el usuario sin más que elegir un diámetro deseado. Además si se tienen datos de la geometría de la pala pueden importarse otros modelos o importar nuevos diseños creados con otros métodos para así probar su comportamiento de manera rápida y sencilla.

El libro Excel está compuesto por varias hojas de cálculo, en las cuales hay diferente información relacionada entre sí. A modo de índice se enumeran las siguientes hojas:

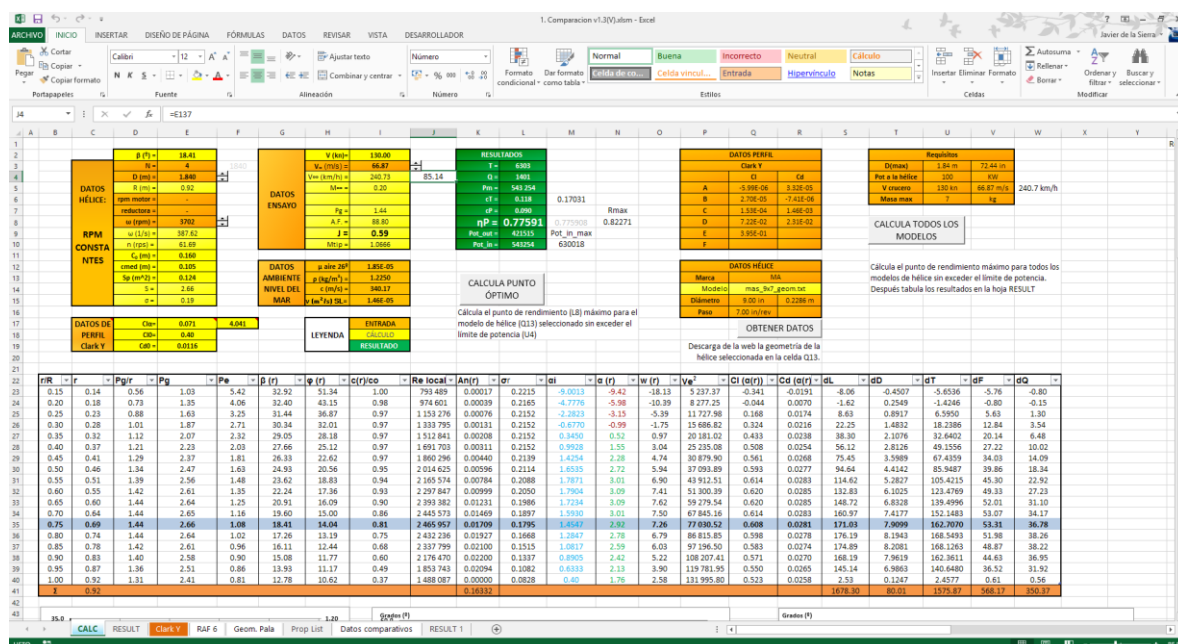
- CALC
- Clark Y
- Geom. Pala
- Prop List
- RESULT

8.1 Explicación de la interfaz principal. (CALC)

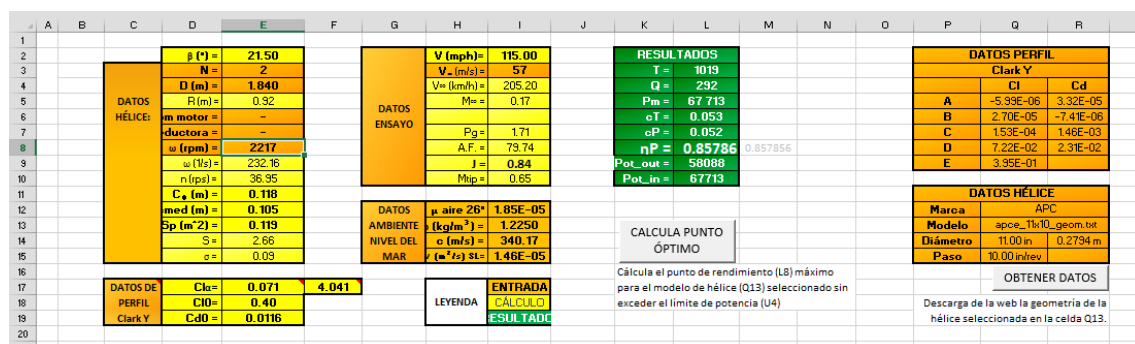
La imagen siguiente es una captura de pantalla del programa MS Excel 2013 en la que se muestra la vista general de la hoja de cálculo principal. En ella se muestran varias tablas de color anaranjado donde se introducirán los parámetros de la hélice, datos ambiente, objetivos de funcionamiento, etc.

Debajo aparece una tabla de datos en la que aparecen representados los cálculos intermedios para las condiciones escogidas.

Además aparecen tres botones bajo las tablas que ejecutarán los procesos automáticos (macros) determinados para cada uno de ellos.



En la Figura 8.2 Hoja de cálculoFigura 8.2 se muestran las tablas que dan lugar a las entradas y salidas de datos de la hoja de cálculo. En color naranja se muestran las celdas en las que hay que introducir un dato mientras que en verde aparecen los resultados. Las celdas amarillas son datos intermedios necesarios calculados a partir de la entrada de datos.



Como puede verse a la derecha en la tabla “Datos perfil”, existe la opción de introducir un perfil distinto al Clark Y utilizado. Para un cálculo más extenso podrían introducirse los datos aerodinámicos de cualquier otro perfil y comprobar si los resultados mejoran con el uso de distintos perfiles. Aunque el programa da la libertad de modificar este dato, este último paso queda fuera del alcance del proyecto.

Como aclaración referente a esta tabla “DATOS PERFIL” es necesario comentar el significado de los valores de A, B, C, D y E que aparecen en dicha tabla. El modo de obtener estos valores y la forma de aplicarlos aparece detallada en el párrafo 4.4

En la tabla inferior “DATOS HÉLICE” se puede elegir entre 76 modelos de hélice para calcular y comparar. Al seleccionar un modelo de la lista desplegable y pulsar en OBTENER DATOS se carga la geometría de la hélice en el programa y se calcula automáticamente.

El resto de tablas contienen tanto entradas de datos (en naranja) como cálculos intermedios (amarillo). La tabla referente a los datos atmosféricos es modificable para el caso de que se quisiera obtener un dato más preciso para una altitud dada. En nuestro caso se han tomado valores a nivel del mar ya que el objetivo principal es hacer una selección preliminar del tipo de hélice y no se ha visto necesario un ajuste tan exacto de las condiciones atmosféricas. Además se suma el hecho de que la aeronave para la cual estamos calculando nuestra hélice no está preparada para volar en altitudes elevadas.

Una vez elegido el modelo de hélice hay que seleccionar las características de la misma. Esto debe hacerse en la tabla “DATOS HÉLICE”.

<div> DATOS HÉLICE: RPM CONSTANTES </div>	β (°) =	19.87
	N =	3
	D (m) =	1.840
	R (m) =	0.92
	rpm motor =	-
	reductora =	-
	ω (rpm) =	3000
	ω (1/s) =	314.16
	n (rps) =	50.00
	C_D (m) =	0.147
	cmed (m) =	0.105
	S_p (m ²) =	0.119
	S =	2.66
	σ =	0.134

Figura 8.3 Datos del perfil

Las filas que aparecen en naranja son datos seleccionables por el usuario. Tanto las rpm del motor como la relación de la reductora son opcionales y no varían los cálculos ya que en nuestro caso se han indicado directamente las rpm de la hélice. Todas las filas en amarillo son cálculos que se extraen de la geometría de la hélice o de las condiciones de funcionamiento. El ángulo β de paso se calcula automáticamente al elegir una hélice de la lista disponible.

DATOS DE	$C_{l\alpha} =$	0.071	4.041
PERFIL	$C_{l0} =$	0.40	
Clark Y	$C_{d0} =$	0.0116	

Figura 8.4 Datos de perfil

La Figura 8.4 representa la tabla donde se recogen los datos principales del perfil actual. Estos datos se extraen de la hoja de cálculo "Clark Y". En esta hoja de cálculo están todos los datos experimentales del perfil a diferentes números de Reynolds. En nuestro caso se ha elegido el número de Reynolds más adecuado y se han calculado los coeficientes del perfil para ese Re.

Además de las características del perfil también hay una tabla con los coeficientes del polinomio que aproxima la polar del perfil. Estos datos, como ya se ha explicado se usan para calcular el C_l y C_d del perfil para los distintos ángulos de ataque.

DATOS PERFIL		
Clark Y		
	C_l	C_d
A	-5.99E-06	3.32E-05
B	2.70E-05	-7.41E-06
C	1.53E-04	1.46E-03
D	7.22E-02	2.31E-02
E	3.95E-01	
F		

Figura 8.5 Coeficientes de los polinomios de aproximación a la polar del perfil

A la derecha se ubica la tabla de datos ambiente, estos datos se mantienen constantes durante todo el estudio aunque pueden modificarse si se desea para otras condiciones o altitudes.

DATOS	μ aire 26°	1.85E-05
AMBIENTE	ρ (kg/m ³) =	1.2250
NIVEL DEL	c (m/s) =	340.17
MAR	ν (m ² /s) SL=	1.46E-05

Figura 8.6 Datos ambiente

En esta misma hoja aparece la tabla con los requisitos de la misión. Estos datos los utiliza la macro que busca el punto óptimo de funcionamiento. Los datos se pueden cambiar si es necesario y la macro buscará el objetivo para las nuevas condiciones cuando se ejecute. Más adelante se explica el funcionamiento de estas macros en detalle.

Requisitos		
D(max)	1.84 m	72.44 in
Pot a la hélice	100	KW
V crucero	130 kn	66.87 m/s
Masa max	7	kg

Figura 8.7 Requisitos a cumplir

La última de las tablas se muestra en la Figura 8.8 Tabla de resultados, esta tabla recoge los resultados principales calculados mediante los pasos explicados en el capítulo anterior. En nuestro caso los dos valores que más nos interesan será el rendimiento propulsivo η_P y la potencia máxima absorbida por la hélice Pot_in_max , que representa el valor máximo que alcanza la potencia de entrada para la hélice elegida en la situación actual de rpm, diámetro, etc.

RESULTADOS	
T =	2922
Q =	753
Pm =	236 463
cT =	0.083
cP =	0.073
η_P =	0.8263
Pot_out =	195389
Pot_in =	236463
Pot_in_max=	297547

Figura 8.8 Tabla de resultados

La Figura 8.9 muestra las gráficas ubicadas inmediatamente debajo de las tablas comentadas anteriormente. Estas gráficas representan en orden de izquierda a derecha y de arriba abajo: geometría de la pala; ángulos de paso; ángulos de ataque y ataque inducido; coeficientes aerodinámicos y fuerzas a lo largo de la pala.

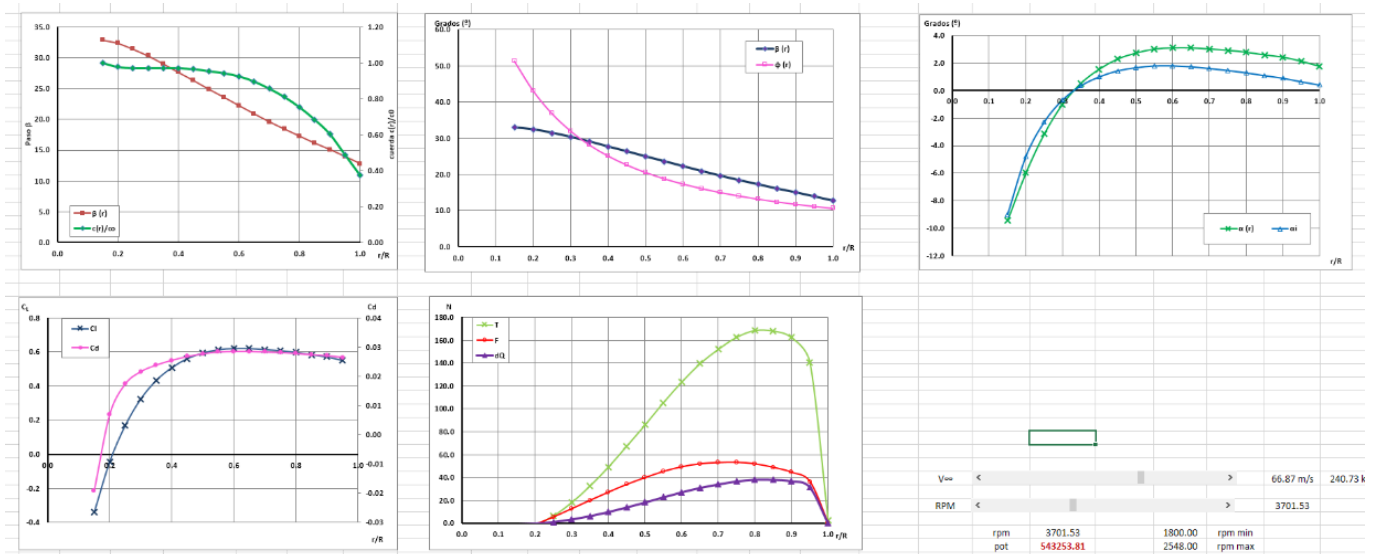


Figura 8.9 Gráficas

En la imagen siguiente se muestran las tres gráficas que representan el rendimiento, coeficiente de potencia y coeficiente de tracción en función del parámetro de avance.

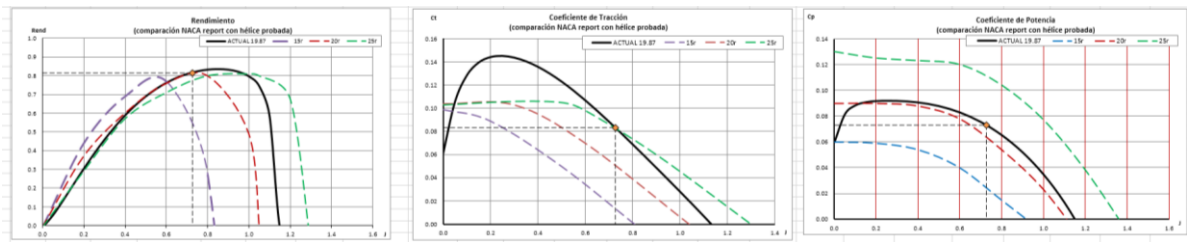


Figura 8.10 Gráficas en función del parámetro de avance

Como puede apreciarse en dichas gráficas hay representadas varias líneas discontinuas de diferente color. Estas líneas simplemente representan los datos experimentales obtenidos al probar una hélice con perfil Clark Y en un túnel de viento⁴. Es cierto que los datos no son directamente comparables a cualquier modelo que importemos, ya que la geometría utilizada varía del experimento a nuestro caso, pero pueden servir como orientación comparando si la magnitud de los resultados es semejante a la de las hélices de ejemplo. De otro modo los datos mostrados distarían mucho de los del experimento y podríamos ver fácilmente si algún error en el cálculo está causando esta disparidad.

Para obtener estas gráficas se han utilizado distintas tablas de datos. Las tablas de datos son una herramienta de Excel que permite obtener el valor de distintos parámetros cuando se varían hasta dos variables de entrada. En nuestro caso se han obtenido las tablas de datos para el rendimiento, C_p y C_t al variar la velocidad de la corriente para simular todo el rango de actuación de la hélice.

⁴ Los datos experimentales representados en las gráficas mencionadas se obtienen del NACA Report 520 (Edwin P. Hartman & David Biermann, 1938)

Gráfica de rendimiento			Gráfica coeficiente de tracción			Gráfica coeficiente de potencia		
J	V (m/s)	Rend	J	V (m/s)	Ct	J	V (m/s)	Cp
		0.8263			0.0832			0.0732
0.00	0.00	0.00000	0.00	0.00	0.0605	0.00	0.00	0.0599
0.05	4.60	0.06439	0.05	4.60	0.1051	0.05	4.60	0.0816
0.10	9.20	0.14458	0.10	9.20	0.1280	0.10	9.20	0.0885
0.15	13.80	0.22937	0.15	13.80	0.1391	0.15	13.80	0.0910
0.20	18.40	0.31312	0.20	18.40	0.1438	0.20	18.40	0.0919
0.25	23.00	0.39301	0.25	23.00	0.1448	0.25	23.00	0.0921
0.30	27.60	0.46755	0.30	27.60	0.1434	0.30	27.60	0.0920
0.35	32.20	0.53579	0.35	32.20	0.1402	0.35	32.20	0.0916
0.40	36.80	0.59716	0.40	36.80	0.1356	0.40	36.80	0.0908
0.45	41.40	0.65133	0.45	41.40	0.1297	0.45	41.40	0.0896
0.50	46.00	0.69826	0.50	46.00	0.1229	0.50	46.00	0.0880
0.55	50.60	0.73806	0.55	50.60	0.1151	0.55	50.60	0.0858
0.60	55.20	0.77102	0.60	55.20	0.1067	0.60	55.20	0.0830
0.65	59.80	0.79748	0.65	59.80	0.0978	0.65	59.80	0.0797
0.70	64.40	0.81780	0.70	64.40	0.0884	0.70	64.40	0.0757
0.75	69.00	0.83230	0.75	69.00	0.0787	0.75	69.00	0.0709
0.80	73.60	0.84113	0.80	73.60	0.0688	0.80	73.60	0.0655
0.85	78.20	0.84422	0.85	78.20	0.0588	0.85	78.20	0.0592
0.90	82.80	0.84096	0.90	82.80	0.0487	0.90	82.80	0.0521
0.95	87.40	0.82959	0.95	87.40	0.0385	0.95	87.40	0.0440
1.00	92.00	0.80534	1.00	92.00	0.0281	1.00	92.00	0.0349
1.05	96.60	0.75298	1.05	96.60	0.0177	1.05	96.60	0.0247
1.10	101.20	0.59512	1.10	101.20	0.0071	1.10	101.20	0.0131
1.15	105.80	0.00000	1.15	105.80	-0.0037	1.15	105.80	0.0001
1.20	110.40	0.00000	1.20	110.40	-0.0148	1.20	110.40	-0.0145
1.25	115.00	0.00000	1.25	115.00	-0.0262	1.25	115.00	-0.0309
1.30	119.60	0.00000	1.30	119.60	-0.0380	1.30	119.60	-0.0494
R(max)		0.84422	Ctmax		0.1448			
V(rmax)		78.2						

Figura 8.11 Tablas de datos para rendimiento, C_t y C_p

Por último tenemos la gráfica de potencia absorbida. Esta gráfica se calcula de igual manera mediante una tabla de datos en la que se obtienen los valores de la potencia de entrada Pot_in según varía el parámetro J. En nuestro caso se ha representado en función de la velocidad en km/h. En esta gráfica podemos ver el valor máximo que alcanzará la potencia absorbida durante todo el rango de uso de la hélice. Para el ejemplo usado, el máximo de la gráfica está cercano a los 300 kW, aunque en el punto actual de funcionamiento, la potencia sea de unos 220 kW.

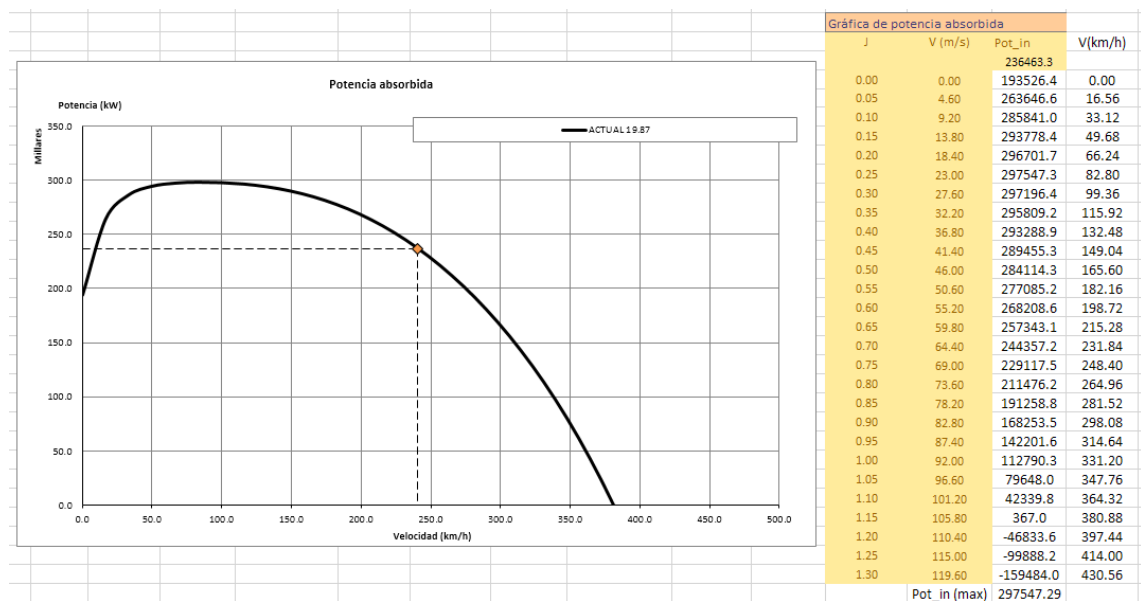


Figura 8.12 Gráfica de potencia absorbida

Esta es en general la descripción de la hoja de cálculo principal donde se realizan los cálculos de la hélice y se muestran los resultados de la misma. La tabla central donde se realizan los pasos intermedios contiene una gran cantidad de fórmulas descritas ya en el anterior capítulo.

8.2 Explicación de la hoja de geometría (Geom. Pala)

En esta hoja del Excel se guarda la información de la geometría de la hélice. Las primeras tablas muestran geometrías utilizadas en los primeros pasos del proceso para comparación. Las geometrías de estas tablas corresponden a las hélices probadas en el NACA report 640. Además, la tabla de la derecha puede usarse para obtener una distribución de paso lineal en función del paso geométrico de la hélice. Esta distribución de paso lineal es comúnmente utilizada y puede ser útil si se desean probar geometrías nuevas diferentes a las disponibles en la base de datos. Estas tablas sin embargo no se usan en el proceso actual de cálculo ya que los datos usados provienen de la base de datos de hélices, las cuales tienen una distribución de paso propia para cada modelo.

Datos del paso geométrico obtenidos del NACA rep. 640				Paso geométrico aproximado: lineal con el radio			
	p/D						
r/R	15°	25°	35°	r/R	15	25	35
0.20	0.450	0.650	0.940	0.20	0.650	0.825	1.100
0.25	0.540	0.750	1.100	0.25	0.650	0.850	1.150
0.30	0.590	0.850	1.210	0.30	0.650	0.875	1.200
0.35	0.630	0.900	1.285	0.35	0.650	0.900	1.250
0.40	0.650	0.940	1.340	0.40	0.650	0.925	1.300
0.45	0.650	0.960	1.370	0.45	0.650	0.950	1.350
0.50	0.650	0.980	1.400	0.50	0.650	0.975	1.400
0.55	0.650	1.000	1.440	0.55	0.650	1.000	1.450
0.60	0.650	1.020	1.490	0.60	0.650	1.025	1.500
0.65	0.650	1.040	1.550	0.65	0.650	1.050	1.550
0.70	0.650	1.070	1.600	0.70	0.650	1.075	1.600
0.75	0.650	1.100	1.650	0.75	0.650	1.100	1.650
0.80	0.650	1.130	1.700	0.80	0.650	1.125	1.700
0.85	0.650	1.160	1.750	0.85	0.650	1.150	1.750
0.90	0.650	1.190	1.810	0.90	0.650	1.175	1.800
0.95	0.650	1.220	1.880	0.95	0.650	1.200	1.850

Figura 8.13 Geometría genérica con distribución de paso lineal

Además de las tablas también se muestra un gráfico con la representación del paso de la hélice y de la cuerda en función del radio.

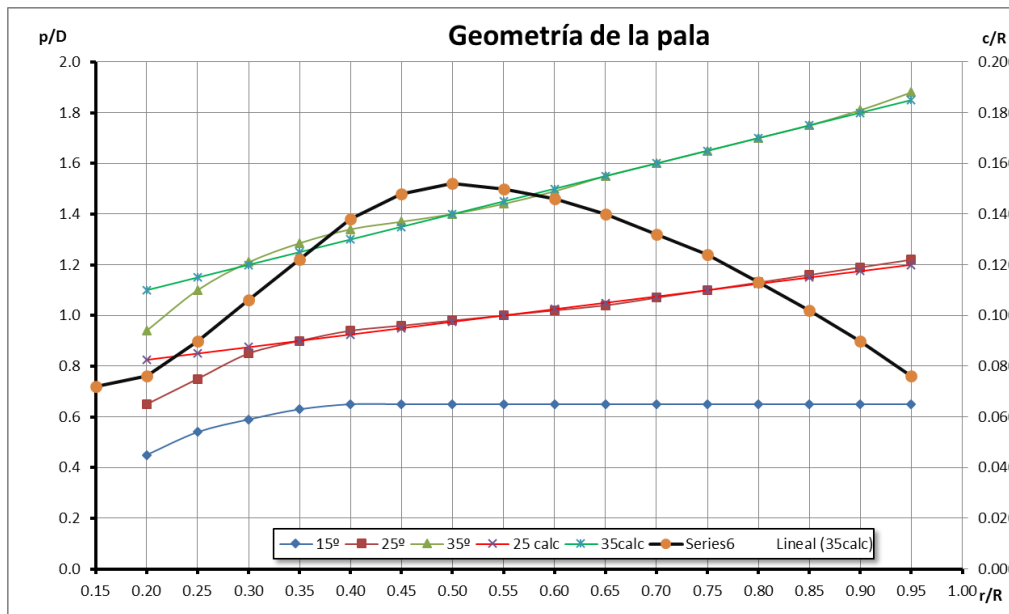


Figura 8.14 Representación de las palas utilizadas en el NACA Report 640

A continuación tenemos las tablas que realmente se utilizan para el cálculo. Esta tabla contiene la geometría importada de la base de datos además de la gráfica, similar a la anterior, que representa el modelo de hélice, su distribución de cuerda y de paso. Las columnas de cuerda y paso β son las que se obtienen directamente del archivo de la base de datos. El resto de ellas son cálculos intermedios que nos permiten obtener la solidez de la hélice y demás parámetros mostrados en la **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.**

Tabla 8.1 Geometría de la hélice importada

Estos datos se representan en la siguiente gráfica de manera análoga a los de la Figura 8.14. Como puede verse la distribución del paso es lineal con el radio y se muestra en verde, rojo y azul para 35, 25 y 15 grados respectivamente. Siendo negra con puntos naranjas la distribución de la cuerda a lo largo del perfil y representada en el eje vertical izquierdo.

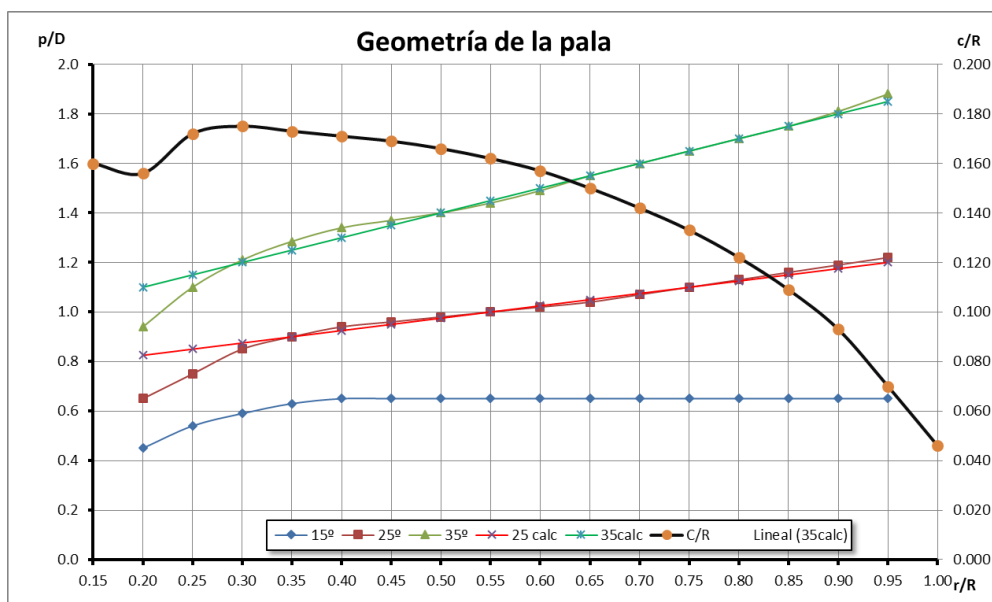


Figura 8.15 Representación de la geometría importada

8.3 Hoja del perfil (Clark Y)

En esta hoja se guardan los datos de la aerodinámica del perfil medidos en túnel de viento a distintos Reynolds. Como ya se ha explicado, para el Reynolds seleccionado se dibuja la gráfica del C_l y C_d en función del ángulo de ataque y se aproximan a un polinomio. Los coeficientes de este polinomio quedan tabulados en esta hoja para utilizarse en la hoja CALC.

Re	181000		Re	460000		Re	965000		Re	1850000		Re	3610000	
alfa	cl	cd	alfa	cl	cd	alfa	cl	cd	alfa	cl	cd	alfa	cl	cd
-6	-0.007	0.015	-6	-0.029	0.0114	-6	-0.04	0.0102	-6	-0.045	0.0118	-6	-0.06	0.0108
-4.5	0.096	0.0127	-4.5	0.08	0.0105	-4.5	0.073	0.0097	-4.5	0.067	0.0112	-4.5	0.045	0.0107
-3	0.21	0.0131	-3	0.193	0.0113	-3	0.179	0.0108	-3	0.176	0.0121	-3	0.157	0.0119
-1.5	0.306	0.0141	-1.5	0.299	0.0145	-1.5	0.293	0.0131	-1.5	0.287	0.0145	-1.5	0.268	0.0139
0	0.421	0.0168	0	0.417	0.0176	0	0.403	0.0169	0	0.401	0.0185	0	0.384	0.0172
1.5	0.545	0.0223	1.5	0.515	0.0225	1.5	0.51	0.022	1.5	0.504	0.0235	1.5	0.501	0.0228
3	0.637	0.0293	3	0.618	0.0275	3	0.62	0.029	3	0.616	0.0286	3	0.602	0.0288
4.5	0.744	0.0372	4.5	0.725	0.0369	4.5	0.725	0.037	4.5	0.721	0.0384	4.5	0.819	0.0464
6	0.858	0.0478	6	0.836	0.057	6	0.839	0.0471	6	0.832	0.0461	6	1.034	0.07
9	1.06	0.0703	9	1.037	0.0795	9	1.025	0.0693	9	1.025	0.0691	9	1.231	0.0985
12	1.199	0.094	12	1.168	0.1072	12	1.184	0.0966	12	1.213	0.0976	12	1.367	0.1272
15	1.208	0.142	15	1.182	0.1476	15	1.188	0.1461	15	1.318	0.1295	15	1.283	0.2108
18	1.133	0.2389	18	1.118	0.2124	18	1.126	0.2251	18	1.254	0.21	18	1.283	0.2108
21	0.908	0.3629	21	0.97	0.2545	21	1.042	0.3045	21	1.07	0.2857	21	1.081	0.2946

Figura 8.16 Datos del perfil para distintos Reynolds

Dibujando las diferentes curvas de C_l para los distintos Reynolds obtenemos una gráfica de la siguiente forma, con la que podemos comparar de un vistazo el comportamiento del perfil a distintas velocidades de corriente.

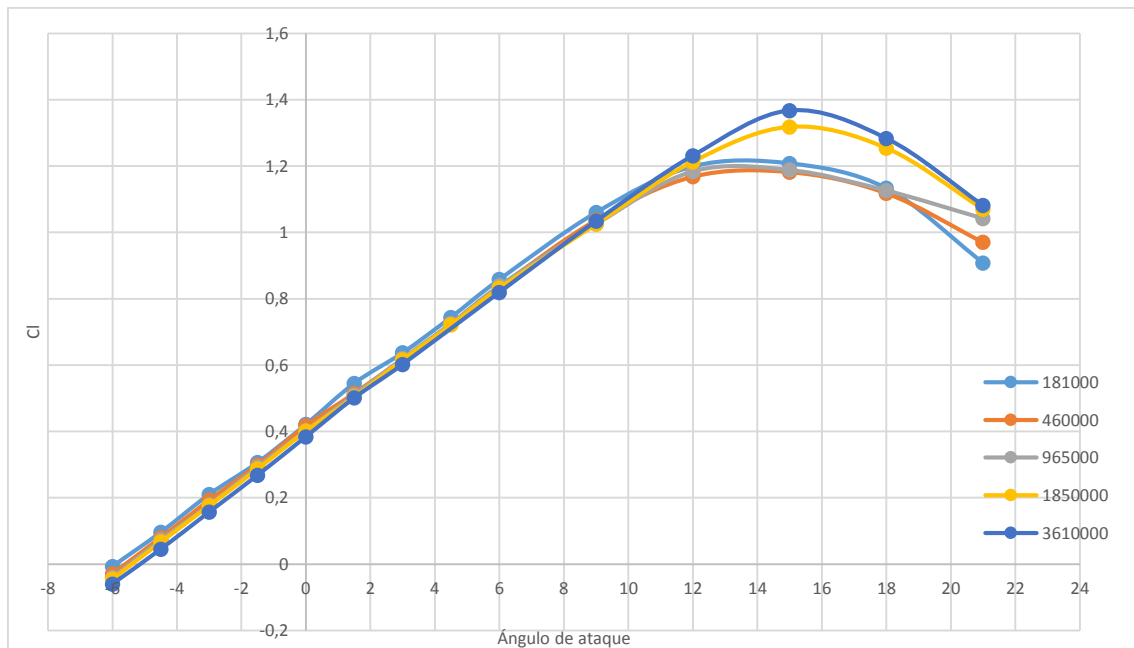
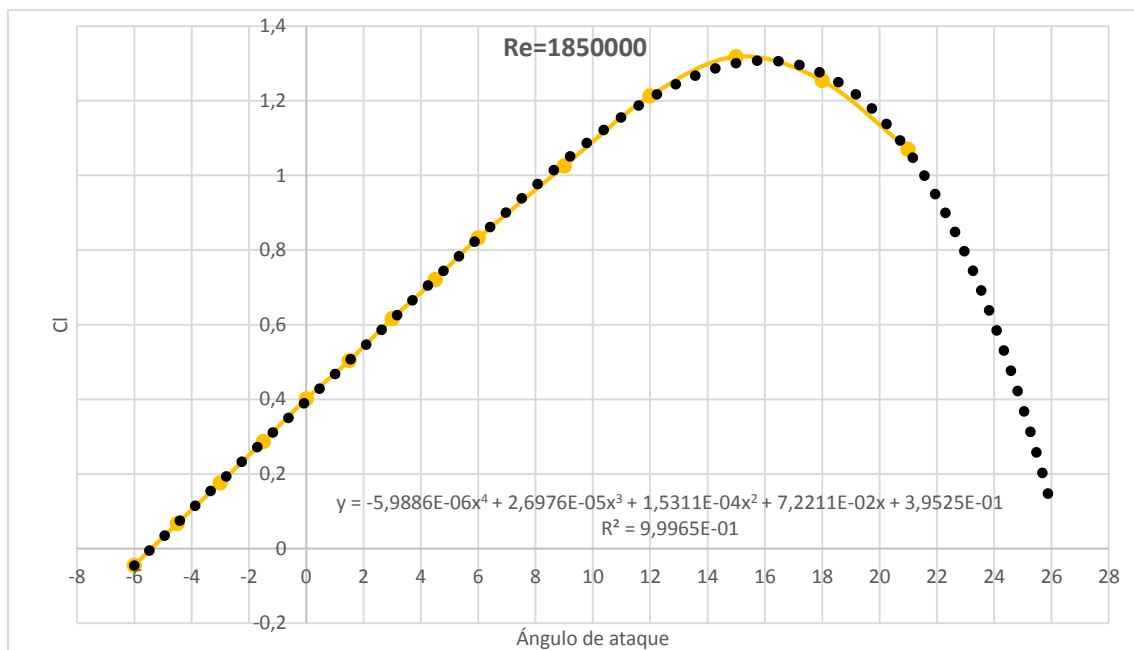


Figura 8.17 C_l del perfil Clark Y para altos números de Re

Para la tabla con el encabezado azul, que corresponde a un $Re=1850000$ se ha dibujado tanto el C_l como el C_d en función del ángulo de ataque α , obteniéndose las siguientes gráficas.

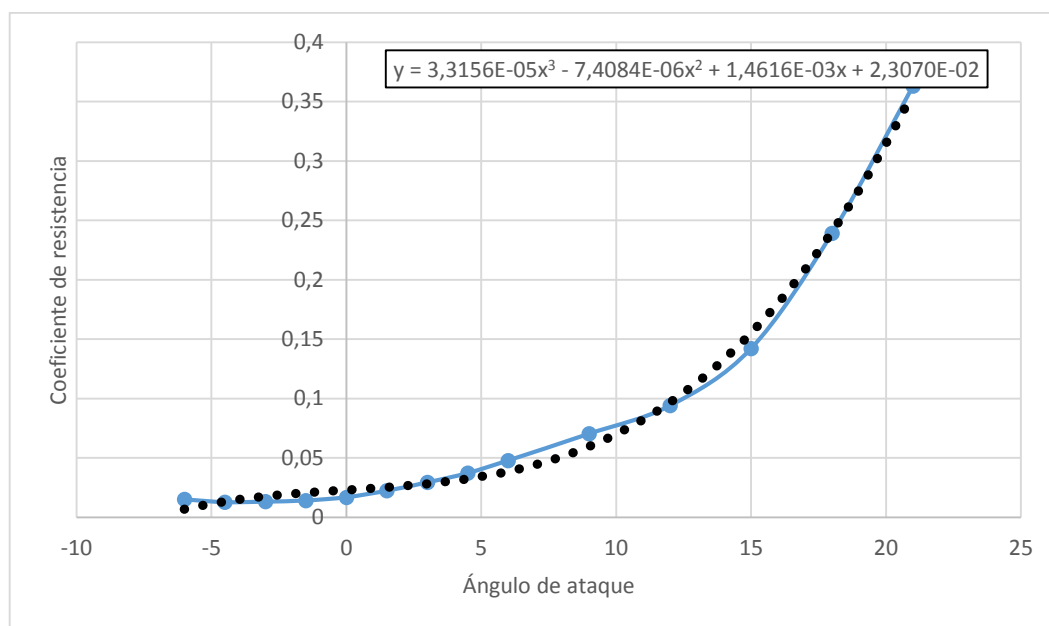


Para el C_l se ha aproximado con un polinomio de cuarto grado, representado por la línea de puntos negros. La ecuación del polinomio aparece mostrada en la gráfica, con los coeficientes que se utilizarán para obtener la sustentación en cada tramo de la pala en la hoja CALC.

Cl α	0.0705341	
Cl0	0.401	
Cd0	0.0116	
COEFS	Cl	Cd
A	-5.99E-06	3.32E-05
B	2.70E-05	-7.41E-06
C	1.53E-04	1.46E-03
D	7.22E-02	2.31E-02
E	3.95E-01	
F	3.95E-01	

Tabla 8.2 Datos del perfil para $Re = 1850000$

De la misma manera se ha procedido con el C_d , obteniendo la siguiente gráfica.



8.4 Base de datos de hélices (Prop List)

Mediante esta hoja se realiza la importación de las hélices. En ella se encuentra la lista de archivos que componen la base de datos de hélices. Cuando en la hoja CALC se selecciona una hélice de las de esta lista y se pulsa el botón que ejecuta la macro, el programa busca el archivo en la base de datos e importa la información a la tabla con encabezado "IMPORTACIÓN". Cada vez que se elige una nueva hélice y se ejecuta la macro, esta tabla se actualiza, mostrando los nuevos datos del modelo seleccionado. A su vez desde la hoja "Geom. Pala" se toman estos datos para calcular la solidez y demás parámetros necesarios en el cálculo, que serán mostrados en la hoja "CALC".

IMPORTACIÓN		
r/R	c/R	beta
0.15	0.16	39.34
0.20	0.16	43.00
0.25	0.17	45.97
0.30	0.18	43.02
0.35	0.17	39.36
0.40	0.17	36.13
0.45	0.17	33.19
0.50	0.17	30.50
0.55	0.16	27.95
0.60	0.16	25.61
0.65	0.15	23.55
0.70	0.14	21.63
0.75	0.13	19.87
0.80	0.12	18.05
0.85	0.11	16.61
0.90	0.09	14.87
0.95	0.07	13.05
1.00	0.05	11.23

Tabla 8.3 Tabla de importación de geometría

8.4.1 Ubicación de los archivos

La base de datos está compuesta por una serie de archivos de extensión “.txt”. Estos archivos se encuentran dentro de la carpeta “Prop DATABASE” la cual debe estar ubicada en la misma carpeta que el Excel principal. Ya que la macro utiliza una ruta relativa para extraer los datos de esta carpeta, es necesario que tanto la carpeta como el Excel se encuentren dentro de un mismo directorio para que el programa sea capaz de importar las hélices de manera correcta.

8.5 Tabla de resultados (RESULT)

Esta hoja de cálculo simplemente contiene los resultados que se obtienen al ejecutar la macro comparadora de hélices. El funcionamiento de esta macro se explica en el siguiente apartado.

Al ir la macro probando cada modelo de hélice, los resultados se van tabulando automáticamente en esta hoja para así obtener una serie de resultados para distintos números de pala en cada modelo de hélice de la base de datos.

A	B	C	D	E	F	G	H	I
Marca	Modelo	Rmax_2	w_2	J_2	Ct_2	Cp_2	P_in_2	P_out_2
	apcsp_14x13_geom.txt	0.8559413	2269.0185	0.9610074	0.0386712	0.0434181	60667.547	51927.859
	grcsp_10x8_geom.txt	0.8305409	2275.4156	0.9583056	0.0287727	0.0331989	46781.836	38854.229
	apce_11x10_geom.txt	0.855325	2282.613	0.9552839	0.0366077	0.0408859	58162.352	49747.716
	apcsp_11x9_geom.txt	0.8383541	2348.1972	0.9286032	0.0309385	0.034269	53073.393	44494.296
	kyosho_11x9_geom.txt	0.8349764	2377.8162	0.9170362	0.0292663	0.0321425	51687.566	43157.899
	grcp_10x8_geom.txt	0.831091	2423.9145	0.8995959	0.0280508	0.030363	51721.052	42984.9

Figura 8.18 Ejemplo de resultados

En la anterior figura se muestra un ejemplo de resultados de algunas de las hélices con dos palas. La macro tabula los resultados de rendimiento máximo, velocidad de rotación a la que se alcanza ese rendimiento, parámetro de avance, coeficiente de tracción, coeficiente de potencia, potencia de entrada y potencia de salida. A su vez, estos resultados son calculados para dos, tres y cuatro palas.

Mediante esta tabla podemos ordenar las hélices por rendimiento y tener así una idea de cuáles de ellas son las que logran un desempeño con mayor eficiencia.

8.6 Funcionamiento de las macros

En este apartado se explicará el funcionamiento de cada una de las tres macros. El objetivo de este apartado es que cualquier lector que desee modificar el código del programa para adaptarlo a sus necesidades pueda entender cómo hacerlo. Es necesario matizar que para la modificación del código se deben tener ciertos conocimientos de programación en Visual Basic. Aunque el código empleado no es de una dificultad muy alta, queda fuera del alcance del proyecto explicar detalladamente el funcionamiento de cada sentencia del mismo, por lo que será necesario que el lector tenga unas bases previas de programación.

8.6.1 Importación de la hélice (importa_web)

Esta macro se encarga de importar desde la base de datos la geometría de la hélice seleccionada en la tabla de la hoja "CALC", comentada al principio de este capítulo.

Esta es la más sencilla de las tres macros pues su función es muy breve. El objetivo es buscar en la carpeta el nombre de la hélice elegida e importar sus datos en la tabla de importación de la hoja "Prop List".

A continuación se muestra y explica el código del programa para conocer el funcionamiento del mismo.

El primer paso es abrir el procedimiento con el nombre que lo designará mediante el siguiente código:

```
Sub Importa_web()
```

La declaración del nombre es importante puesto que cuando se llame a este procedimiento desde otras macros deberá hacerse con el nombre designado desde un primer momento.

El siguiente paso es declarar las variables que utilizaremos, las cuales corresponden todas a variables de texto (string), para la ruta del archivo, el nombre del archivo, y el libro Excel donde guardaremos la información. Esto se hace de la siguiente forma:

```
Dim ruta As String

Dim archivo As String

Dim libro As String
```

La siguiente sentencia se utiliza únicamente para detener la actualización de la pantalla mientras se ejecuta la macro, de esta manera se evitan parpadeos de pantalla y se agiliza el proceso, esta función es opcional.

```
Application.ScreenUpdating = False
```

El siguiente paso es guardar en las variables la información que necesitaremos para cargar los datos. En la variable libro, el nombre del libro Excel que estamos utilizando. En la variable archivo se guarda el nombre de la hélice elegida, que se encuentra en la celda Q6 de la hoja Prop list. Por último se guarda en la variable ruta la ruta relativa donde se guardan todos los archivos de geometría. Como ya se ha explicado, la carpeta “Prop DATABASE” deberá estar ubicada en el mismo directorio que el libro Excel.

```
libro = ThisWorkbook.Name

archivo = Worksheets("Prop List").Range("q6").Value

ruta = ThisWorkbook.Path & "\Prop DATABASE\" & archivo
```

El siguiente paso es abrir el archivo de texto donde se guarda la información de la hélice, llamando a la ruta compuesta por la variable *ruta*.

```
Workbooks.OpenText Filename:=ruta, Origin:=xlMSDOS,
StartRow:=1, DataType:=xlFixedWidth, FieldInfo:=
Array(Array(0, 1), Array(5, 1), Array(13, 1)),
TrailingMinusNumbers:=True
```

Este código abrirá un Nuevo libro de excel con la información de la hélice, la cual se copia y pega en el libro Excel de la hélice mediante las siguientes sentencias.

```
Range(Selection, ActiveCell.SpecialCells(xlLastCell)).Select

Selection.Copy

Workbooks(libro).Worksheets("Prop List").Activate

Range("K3").Select

Selection.PasteSpecial Paste:=xlPasteValues,
Operation:=xlNone, SkipBlanks:=False, Transpose:=False
```

A continuación se cierra el libro de importación que no se necesitará más y se activa de Nuevo el excel original de la hélice.

```
Workbooks(archivo).Close  
  
Workbooks(libro).Worksheets("CALC").Activate
```

Por ultimo se vuelve a activar la actualización de pantalla automática.

```
Application.ScreenUpdating = True
```

Para indicar que se termine el procedimiento debe hacerse con el siguiente código.

```
End Sub
```

8.6.2 Cálculo del punto óptimo (calc_r_max)

Mediante esta macro se ejecuta el complemento *Solver* que obtiene el punto de funcionamiento óptimo de la hélice mediante iteración. Es necesario configurar algunas opciones del programa y establecer las restricciones y objetivos deseados.

En primer lugar se declara el procedimiento con el código siguiente y se activa la hoja de cálculo.

```
Sub calc_rmax()  
  
Worksheets("CALC").Activate
```

Antes de empezar a iterar, el programa resetea las rpm a 500 y va aumentándolas de cien en cien hasta que el rendimiento se hace positivo, esto es simplemente para que el proceso de iteración sea más rápido. Además en ocasiones si el programa no es capaz de hallar un objetivo asignado que cumpla las restricciones indicadas detendrá el cálculo sin dar soluciones. Primero se ajustan las RPM a un valor de 500.

```
Range("e8").Value = 500
```

A continuación, mediante un loop se van aumentando hasta que el rendimiento sea mayor que 0.001.

```
Do  
  
Range("E8").Value = Range("E8").Value + 100  
  
Loop Until Range("L6").Value > 0.001
```

Después, antes de ejecutar el cálculo se resetean los parámetros para tener todas las opciones de manera predeterminada.

```
Solverreset
```

A continuación se indican las opciones del complemento, como la precisión, convergencia, etc.

```
SolverOptions MaxTime:="0", Precision:="0,001",
Convergence:="0,001", StepThru:="FALSE", Scaling:="TRUE",
AssumeNonNeg:="TRUE", Derivatives:="2"
```

A continuación se indican las restricciones del cálculo mediante el siguiente código.

```
SolverOk SetCell:="$L$8", MaxMinVal:=1, ByChange:="$E$8",
Engine:=1, EngineDesc:="GRG Nonlinear"
```

```
'restricciones de potencia
```

```
SolverAdd CellRef:="$N$169", Relation:=1, FormulaText:="$AA$4"
```

```
'restricciones de rpm
```

```
SolverAdd CellRef:="$E$8", Relation:=4, FormulaText:="integer"
```

```
'RESTRICCION PARA REND POSITIVO
```

```
SolverAdd CellRef:="$L$6", Relation:=3, FormulaText:="0.01"
```

Y se indica al programa que realice el cálculo con los siguientes parámetros.

```
SolverSolve (True)
```

```
Solverfinish (1)
```

```
End Sub
```

8.6.3 Comparación de helices (CALCULA_MODELOS)

Esta es la macro principal que realiza la comparación entre todos los modelos. Los objetivos de la macro son, cargar una a una todas las hélices haciendo uso de la macro “importa_web”, obtener su punto de funcionamiento óptimo para dos, tres y cuatro palas mediante la macro “calc_rmax” y tabular los resultados en la hoja RESULT.

Como siempre el primer paso es declarar el procedimiento y las variables que se usarán.

```
Sub CALCULA_MODELOS()

Dim modelo As Range

Dim MODELOS As Range

Dim fila As Integer

Dim Rmax_2, Rmax_3, Rmax_4 As Single

Dim w_2, w_3, w_4 As Integer

Dim J_2, J_3, J_4 As Single
```

```

Dim Ct_2, Cp_2, Ct_3, Cp_3, Ct_4, Cp_4 As Single

Dim P_in_2, P_in_3, P_in_4, P_out_2, P_out_3, P_out_4

Dim N As Integer

Dim StartTime, EndTime As Single

Dim paso As Integer

```

A continuación se añaden dos parámetros opcionales que indicarán el tiempo de funcionamiento de la macro y el progreso de la misma. Ya que se necesita un tiempo relativamente largo para calcular todas y puede parecer en ocasiones que el ordenador se ha bloqueado, con estos parámetros podremos verificar en cualquier momento que la macro sigue funcionando.

```

StartTime = Timer

paso = 1

```

Después se desactiva la actualización de la pantalla y se activa la barra de información inferior que indicará el progreso de la macro.

```

Application.ScreenUpdating = False

Application.DisplayStatusBar = True

Application.StatusBar = "Iniciando Macro..."

```

Ahora guardamos en la variable “modelos” la lista de hélices con el siguiente código. La variable fila irá aumentando de uno en uno en cada nuevo modelo para que los resultados se peguen en una tabla en la que cada fila será un modelo. Se le da el valor dos para evitar que sobrescriba el encabezado de la tabla.

```

Set MODELOS = Worksheets("Prop List").Range("F3:F81") '81

fila = 2

```

En el próximo paso se ejecuta un *loop* mediante el que se realizan los cálculos necesarios para cada modelo de los guardados en la lista, mediante la sentencia *for each*. Todo lo que se encuentre dentro del grupo *for each* se repetirá en cada hélice, hasta el código *next modelo*. Para cada nuevo modelo se actualiza la barra de estado, que irá mostrando el número de hélices probadas hasta el momento.

```

For Each modelo In MODELOS

Application.StatusBar = "Probando modelo " & paso & " de
79..."

modelo.Copy

Worksheets("CALC").Activate

```

```
Range("Q14").Value = modelo
```

Una vez copiado el nombre del modelo en la variable se llama a la macro que importa la geometría.

```
Call Importa_web
```

A continuación se indica mediante otro *loop* que el proceso se repita para N desde 2 hasta 4.

```
For N = 2 To 4
```

```
Range("E3").Value = N
```

Y se ejecuta la macro “calc_rmax” que utiliza *Solver* para hallar el punto óptimo.

```
Call calc_rmax
```

Una vez se ha hallado el punto, se guardan las variables que se tabularán en los resultados, con un nombre distinto dependiendo del número de palas de la hélice.

```
Select Case N
```

```
Case 2
```

```
Rmax_2 = Range("L8").Value
```

```
w_2 = Range("E8").Value
```

```
J_2 = Range("I9").Value
```

```
Ct_2 = Range("L6").Value
```

```
Cp_2 = Range("L7").Value
```

```
P_in_2 = Range("L10").Value
```

```
P_out_2 = Range("L9").Value
```

```
Case 3
```

```
Rmax_3 = Range("L8").Value
```

```
w_3 = Range("E8").Value
```

```
J_3 = Range("I9").Value
```

```
Ct_3 = Range("L6").Value
```

```
Cp_3 = Range("L7").Value
```

```
P_in_3 = Range("L10").Value
```

```
P_out_3 = Range("L9").Value
```

```

Case 4

Rmax_4 = Range("L8").Value

w_4 = Range("E8").Value

J_4 = Range("I9").Value

Ct_4 = Range("L6").Value

Cp_4 = Range("L7").Value

P_in_4 = Range("L10").Value

P_out_4 = Range("L9").Value

End Select

Next N

```

Y pegamos los valores de las variables en la tabla mediante el siguiente código.

```

Worksheets("RESULT").Activate

Cells(fila, 2).Value = modelo

Cells(fila, 3).Value = Rmax_2

Cells(fila, 4).Value = w_2

Cells(fila, 5).Value = J_2

Cells(fila, 6).Value = Ct_2

Cells(fila, 7).Value = Cp_2

Cells(fila, 8).Value = P_in_2

Cells(fila, 9).Value = P_out_2

Cells(fila, 10).Value = Rmax_3

Cells(fila, 11).Value = w_3

Cells(fila, 12).Value = J_3

Cells(fila, 13).Value = Ct_3

Cells(fila, 14).Value = Cp_3

Cells(fila, 15).Value = P_in_3

Cells(fila, 16).Value = P_out_3

Cells(fila, 17).Value = Rmax_4

Cells(fila, 18).Value = w_4

Cells(fila, 19).Value = J_4

```

```
Cells(fila, 20).Value = Ct_4

Cells(fila, 21).Value = Cp_4

Cells(fila, 22).Value = P_in_4

Cells(fila, 23).Value = P_out_4

fila = fila + 1

paso = paso + 1

DoEvents

Next modelo
```

Por último se ejecutan una serie de códigos para finalizar la macro y el contador de tiempo, se restablece la actualización de la pantalla y se termina el procedimiento.

```
EndTime = Timer

paso = 0

MsgBox ("La macro ha finalizado correctamente en " & EndTime
- StartTime & " segundos.")

Application.ScreenUpdating = True
```

End Sub

Con esto tendremos una tabla creada en la hoja “RESULT” que contendrá los valores de las variables indicadas para cada modelo en su punto óptimo de funcionamiento. La cual se muestra en la siguiente figura.

Modelo	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	S	T	U	V	W
	Rmax_2	w_2	I_2	Ct_2	Cp_2	P_in_2	P_out_2	Rmax_3	w_3	I_3	Ct_3	Cp_3	P_in_3	P_out_3	Rmax_4	w_4	I_4	Ct_4	Cp_4	P_in_4	P_out_4	
apscp_14x13_geom.txt	0.8559413	2269.0185	0.9610074	0.0388712	0.0434181	60667.547	51927.859	0.8198013	1986.2768	1.0978044	0.0316897	0.042436	39776.343	32608.699	0.7225648	1812	1.2031206	0.0185174	0.0308327	21955.832	15864.511	
grscp_10x8_geom.txt	0.8350409	2275.4156	0.9583056	0.0287727	0.0331989	46781.836	38854.229	0.7182517	1998.292	1.0912036	0.0147998	0.0234845	21460.111	15413.76	0.7690746	3464	0.8295421	0.1486644	0.1216933	604859.82	465182.33	
apcpe_11x10_geom.txt	0.855325	2282.613	0.9552839	0.0366077	0.0408859	58162.352	49747.716	0.8156569	2000.5039	1.0899971	0.028484	0.0380644	36450.937	29731.458	0.6915113	1827	1.1934646	0.0142718	0.0246314	17969.062	12425.809	
apcsp_11x9_geom.txt	0.8383541	2348.1972	0.9280302	0.0309385	0.034269	53073.393	44494.296	0.7688434	2060.2173	1.0584046	0.0212611	0.0292684	30613.306	23536.838	0.7825905	3349	0.6511715	0.1317798	0.1096503	492480.85	385410.84	
kyosho_11x9_geom.txt	0.8349764	2377.8162	0.9170362	0.0292663	0.0311425	51687.566	43157.899	0.7599058	2085.7836	1.0454313	0.0186458	0.0258517	27841.699	21157.069	0.2866904	1906	1.1437429	0.0022851	0.0091162	7556.0279	2186.2404	
grcp_10x8_geom.txt	0.831091	2423.9145	0.9895959	0.0280508	0.0303563	51721.052	42984.9	0.7506839	2124.5134	1.0263731	0.017174	0.0234812	26932.058	20217.461	0.7898882	3420	0.6376052	0.1227835	0.0992125	474713.25	374543.17	
kyosho_10x7_geom.txt	0.8003636	2435.0221	0.8954923	0.0223238	0.0249769	43133.925	34522.825	0.6060463	2140.3682	1.0187703	0.0091905	0.0154493	18119.422	10981.21	0.7962897	3380	0.6452104	0.1150994	0.0932617	420591.1	342875.24	
apcsp_10x8_geom.txt	0.8093635	2449.5742	0.8801724	0.0233449	0.0256757	45140.402	36534.995	0.6516369	2150.1744	1.014124	0.0103304	0.0160769	19115.891	12456.62	0.7947263	3398	0.6416818	0.11511	0.0929427	436236.12	346688.7	
apcsp_9x7_geom.txt	0.8141084	2452.0807	0.8892625	0.0243088	0.0265529	46826.009	38121.445	0.6831913	2152.9835	1.0128008	0.0123548	0.0183154	21863.042	14936.64	0.8067576	3258	0.6692844	0.1085133	0.0900224	372377.98	300418.78	
apcpe_11x8.5_geom.txt	0.8231092	2500.6644	0.8719856	0.0248168	0.0262904	49173.9	40475.491	0.722416	2195.4251	0.9992215	0.0140292	0.0192882	24412.862	17636.241	0.801549	3446	0.6327273	0.111106	0.0876686	429200.38	344025.12	
apcpe_14x12_geom.txt	0.8503491	2545.9401	0.9564787	0.0313309	0.0317581	62686.071	53305.046	0.8200451	2229.0147	0.9782544	0.0163911	0.0214827	41704.423	34199.507	0.7392777	2034	1.072147	0.0106644	0.0239777	23443.94	17330.956	
kyosho_11x7_geom.txt	0.791706	2542.2915	0.8577079	0.0193866	0.0210028	41278.568	32680.49	0.5354654	2234.0356	0.9760558	0.0058216	0.0106118	14152.407	7578.1244	0.7778815	3772	0.578036	0.1479717	0.0833005	547712.84	426055.67	
grcp_11x8_geom.txt	0.8169294	2557.8062	0.8525054	0.0240993	0.0251488	50337.406	41122.108	0.7137982	2241.7616	0.972692	0.0135197	0.0184233	24826.07	17720.804	0.7414228	4122	0.5290089	0.1258206	0.0897608	751905.48	557479.83	
apcpe_11x8_geom.txt	0.8093615	2575.8772	0.8465246	0.0216943	0.0226904	46386.191	37543.197	0.667452	2261.8884	0.9640325	0.0102336	0.0147808	20459.252	13655.57	0.8002555	3573	0.6103263	0.1048667	0.0799782	436265.47	349123.61	
grcp_9x6_geom.txt	0.7841488	2641.7845	0.8254055	0.0184486	0.0194192	42824.845	33581.05	0.5361702	2318.7433	0.9403988	0.0058804	0.0103137	15379.548	8246.0553	0.7945648	3715	0.5868894	0.1008887	0.0745199	457151.76	363236.67	
apcpe_11x7_geom.txt	0.7787946	2656.211	0.8209239	0.0172753	0.0182077	40814.346	31785.994	0.6079667	2333.5887	0.9344164	0.0042301	0.0085747	13033.569	6095.2801	0.7727098	4052	0.536753	0.1096942	0.0761977	611059.99	471217.07	
apcpe_17x12_geom.txt	0.8219755	2694.7508	0.8091819	0.0231402	0.02278	53318.95	43826.869	0.7406984	2363.4596	0.9221606	0.0154034	0.0191863	30297.512	22441.318	0.7869327	3761	0.5797848	0.0983592	0.0724676	461114.98	362866.45	
apcpe_19x12_geom.txt	0.7742888	2898.5555	0.7296312	0.0150858	0.0142157	45386.108	35141.953	0.5619419	2621.1071	0.831917	0.0056443	0.0083561	17998.108	10113.891	0.6719508	5753	0.3790059	0.1042493	0.0588006	1339397.5	900090.25	
apcsp_11x8_geom.txt	0.8096681	2502.1609	0.8714641	0.0227423	0.024478	45866.315	37136.494	0.8090569	3386.2403	0.6439423	0.0817173	0.0650402	302069.39	244391.33	0.7607325	3822	0.5705686	0.1228298	0.0921255	615066.25	467900.9	
grcp_9x6_geom.txt	0.8027516	2251.906	0.9683102	0.0235055	0.0283533	38728.028	31088.985	0.7856025	3521.9082	0.6191369	0.0101068	0.0946567	494603.08	388561.43	0.8143032	3103	0.7027128	0.1325785	0.1144103	408881.06	332953.14	
masf_10x8_geom.txt	0.7379142	2454.9569	0.8882207	0.0143503	0.0172753	30568.847	22557.187	0.7945078	3634.0896	0.6000247	0.00915654	0.0699068	401308.13	318842.45	0.7490605	4043	0.5393503	0.1558045	0.0976868	772127.28	578946.06	
masf_10x7_geom.txt	0.6883269	2416.8564	0.802223	0.0131558	0.0148322	25045.436	17239.448	0.7859585	3681.8186	0.5912463	0.0976202	0.0735601	439138.18	345144.37	0.7433418	4107	0.5388672	0.1407231	0.1020137	808497.94	600990.3	
apcpe_10x7_geom.txt	0.7898343	2571.0312	0.8481202	0.0187403	0.0201233	40906.495	32309.354	0.8019321	3696.3929	0.5899112	0.0834563	0.0613915	370863.36	297407.25	0.744415	4237	0.5146175	0.1251626	0.0865255	787328.62	586099.24	
mas_11x8_geom.txt	0.7710662	2560.5294	0.8515987	0.0173493	0.0191546	38462.272	29656.959	0.7820511	3825.98	0.5699307	0.086965	0.063377	424552.25	332021.54	0.7080408	4536	0.4807151	0.1319756	0.0896031	1000289.1	708245.47	
gessf_10x8_geom.txt	0.7626954	4112.8879	0.5301733	0.0744776	0.0517717	430828.73	328591.1	0.7591937	3932.8159	0.5544484	0.1026333	0.0749633	545419.68	414030.08	0.7510266	3901	0.5590009	0.1329247	0.0989394	702390.38	572513.85	
mas_10x7_geom.txt	0.7227005	2587.2993	0.8427875	0.0131779	0.0153676	31835.861	23007.792	0.7874072	3951.9045	0.5517703	0.0874512	0.0613089	452599.65	356217.31	0.7365753	4438	0.4910295	0.1278559	0.0852848	891730.07	658624.37	
gessf_9x7_geom.txt	0.7644239	4046.9252	0.5388149	0.078144	0.0550809	436664.56	333796.84	0.7510132	3988.5855	0.5466959	0.1114185	0.0811065	615579.1	463308.04	0.7239612	4142	0.5264057	0.1500278	0.109088	927429.55	671423.03	
apcsp_11x7_geom.txt	0.7784785	2601.2911	0.8382343	0.077946	0.019161	40341.835	31405.251	0.7722222	4041.7439	0.5395056	0.088932	0.0621315	490670.05	378906.33	0.6309274	5502	0.3963276	0.1417617	0.08905	1773930.3	1119212.3	
mas_10x7_geom.txt	0.742404	2631.3741	0.828671	0.0141904	0.0158393	34518.764	25626.868	0.7777775	4062.7124	0.5307211	0.0850903	0.0590984	474018.27	366309.69	0.7051353	4729	0.4610594	0.1265	0.0871332	1046574.2	737976.48	
apcsp_11x6_geom.txt	0.7296606	2719.5445	0.8018047	0.0130001	0.0142854	34367.939	25076.931	0.7848185	4081.6334	0.5342331	0.0774595	0.0527274	428853.94	336572.51	0.7461101	4456	0.4892974	0.1107871	0.0726539	769141.09	573863.96	

Figura 8.19 Ejemplo de tabla de resultados

BIBLIOGRAFÍA

Ash, Robert L., Colin P. Britcher and Kenneth W. Hyde. 2007. *Mechanical Engineering: 100 years of Flight*. 2007.

Asociación Española para la Cultura, el Arte y la Educación. Natureduca. [En línea] <http://www.natureduca.com>.

Edwin P. Hartman & David Biermann. 1938. *THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF FULL-SCALE PROPELLERS HAVING 2, 3, AND 4 BLADES OF CLARK Y AND R. A. F. 6 AIRFOIL SECTIONS*. s.l. : NACA Report No. 640, 1938.

Equator Aircraft. [En línea] www.equatoraircraft.com.

Escuela Técnica Superior de Ingenieros de Telecomunicación. UPM. 2010. *Motores asíncronos*. Madrid. ESPAÑA : s.n., 2010.

Federal Aviation Administration. 2008. *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*. Oklahoma City : s.n., 2008.

Funes Ruiz, José Félix. 2009. *Análisis simplificado de la respuesta estructural de una pala de aerogenerador*. Madrid : s.n., 2009.

Grupo WEG - Unidad Motores. 2012. *Guía de Especificación de Motores Eléctricos*. Jaraguá do Sul. BRASIL : s.n., 2012. www.weg.net.

Hepperle, Martin. 2007. JavaFoil. [En línea] 2007. <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javafoil.htm>.

Illinois University. UIUC Airfoil Data Site. [En línea] <http://m-selig.ae.illinois.edu/>.

Illiois University - Airfoils coord. database. [En línea] http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html#C.

Johnson Electric. 2011. Descripción del motor síncrono. [En línea] 2011. www.johnsonelectric.com.

López, Rafael Pla. 2008-2009. *Mètodes numèrics per a la enginyeria química*. s.l. : OCV Universitat de València, 2008-2009.

Lundberg, Murray. Explorenorth.com. [En línea] http://www.explorenorth.com/library/aviation/images/c130-prop_tip_vortex-7204.html.

Muñoz, Miguel Ángel. Manual de vuelo. [En línea] www.manualvuelo.com.

Silverstein, Abe. *SCALE EFFECT ON CLARK Y AIRFOIL CHARACTERISTICS FROM NACA FULLSCALE WIND TUNNEL TEST*. NACA REPORT No.502.

Simons, David y Withington, Thomas. 2007. *Historia de la Aviación*. Bath : Parragon Books Ltd, 2007.

The Clark Y Airfoil - A historical retrospective. **Piccirillo, Albert. 2000.** San Diego, CA : s.n., 2000.

The incomplete guide to Airfoil Usage. **Lednicer, David. 20133.** 20133.

Tirado Pérez, Sergio Rafael. 2012. *Motores Eléctricos.* Ciudad Bolívar. VENEZUELA : s.n., 2012.

2014. Wikipedia.org - Clark Y. [En línea] 2014. http://en.wikipedia.org/wiki/Clark_Y.

ANEXOS

ANEXO A: Coordenadas del perfil

CLARK Y

EXTRADÓS

1,000000	0,000599	0,260000	0,089084
0,990000	0,002969	0,240000	0,087831
0,980000	0,005334	0,220000	0,086143
0,970000	0,007687	0,200000	0,083920
0,960000	0,010023	0,180000	0,081069
0,940000	0,014624	0,160000	0,077571
0,920000	0,019116	0,140000	0,073436
0,900000	0,023503	0,120000	0,068620
0,880000	0,027789	0,100000	0,062998
0,860000	0,031974	0,080000	0,056431
0,840000	0,036054	0,060000	0,048757
0,820000	0,040025	0,050000	0,044275
0,800000	0,043884	0,040000	0,039128
0,780000	0,047628	0,030000	0,033022
0,760000	0,051257	0,020000	0,025374
0,740000	0,054768	0,012000	0,017858
0,720000	0,058160	0,008000	0,013735
0,700000	0,061433	0,004000	0,008924
0,680000	0,064584	0,002000	0,005803
0,660000	0,067605	0,001000	0,003727
0,640000	0,070482	0,000500	0,002339
0,620000	0,073206	0,000000	0,000000
0,600000	0,075763	0,000000	0,000000
0,580000	0,078145		
0,560000	0,080348		
0,540000	0,082371		
0,520000	0,084215		
0,500000	0,085877		
0,480000	0,087357		
0,460000	0,088643		
0,440000	0,089718		
0,420000	0,090566		
0,400000	0,091171		
0,380000	0,091521		
0,360000	0,091627		
0,340000	0,091508		
0,320000	0,091186		
0,300000	0,090680		
0,280000	0,090002		

INTRADÓS

0,000500	-0,004670	0,460000	-0,020435
0,001000	-0,005942	0,480000	-0,019699
0,002000	-0,007811	0,500000	-0,018962
0,004000	-0,010513	0,520000	-0,018226
0,008000	-0,014286	0,540000	-0,017491
0,012000	-0,016973	0,560000	-0,016757
0,020000	-0,020272	0,580000	-0,016023
0,030000	-0,022606	0,600000	-0,015289
0,040000	-0,024521	0,620000	-0,014555
0,050000	-0,026045	0,640000	-0,013821
0,060000	-0,027128	0,660000	-0,013086
0,080000	-0,028460	0,680000	-0,012352
0,100000	-0,029379	0,700000	-0,011617
0,120000	-0,029963	0,720000	-0,010882
0,140000	-0,030240	0,740000	-0,010148
0,160000	-0,030255	0,760000	-0,009413
0,180000	-0,030049	0,780000	-0,008679
0,200000	-0,029666	0,800000	-0,007944
0,220000	-0,029145	0,820000	-0,007210
0,240000	-0,028518	0,840000	-0,006475
0,260000	-0,027816	0,860000	-0,005741
0,280000	-0,027070	0,880000	-0,005006
0,300000	-0,026308	0,900000	-0,004272
0,320000	-0,025557	0,920000	-0,003537
0,340000	-0,024818	0,940000	-0,002803
0,360000	-0,024087	0,960000	-0,002068
0,380000	-0,023361	0,970000	-0,001701
0,400000	-0,022634	0,980000	-0,001334
0,420000	-0,021904	0,990000	-0,000967
0,440000	-0,021171	1,000000	-0,000599

ANEXO B: Código del programa

B.1 Módulo 1: Importa_web()

```
Sub Importa_web()  
    'DEFINE LAS VARIABLES  
    Dim ruta As String  
    Dim archivo As String  
    Dim libro As String  
  
    Application.ScreenUpdating = False  
  
    libro = ThisWorkbook.Name  
  
    archivo = Worksheets("Prop List").Range("q6").Value  
    ruta = ThisWorkbook.Path & "\Prop DATABASE\" & archivo  
  
    Workbooks.OpenText Filename:=ruta _  
        , Origin:=xlMSDOS, StartRow:=1, DataType:=xlFixedWidth, FieldInfo:=  
    -  
        Array(Array(0, 1), Array(5, 1), Array(13, 1)),  
    TrailingMinusNumbers:=True  
    Range(Selection, ActiveCell.SpecialCells(xlLastCell)).Select  
    Selection.Copy  
    Workbooks(libro).Worksheets("Prop List").Activate  
    Range("K3").Select  
    Selection.PasteSpecial Paste:=xlPasteValues, Operation:=xlNone,  
    SkipBlanks _  
        :=False, Transpose:=False  
    Workbooks(archivo).Close  
    Workbooks(libro).Worksheets("CALC").Activate  
    Application.ScreenUpdating = True  
  
End Sub
```

B.2 Módulo 2 CALCULA_MODELOS()

```
Sub CALCULA_MODELOS()  
    Dim modelo As Range  
    Dim MODELOS As Range  
    Dim fila As Integer  
    Dim Rmax_2, Rmax_3, Rmax_4 As Single  
    Dim w_2, w_3, w_4 As Integer  
    Dim J_2, J_3, J_4 As Single
```

```

Dim Ct_2, Cp_2, Ct_3, Cp_3, Ct_4, Cp_4 As Single
Dim P_in_2, P_in_3, P_in_4, P_out_2, P_out_3, P_out_4
Dim N As Integer
Dim StartTime, EndTime As Single
Dim paso As Integer
StartTime = Timer
paso = 1

'Application.ScreenUpdating = False
Application.DisplayStatusBar = True
Application.StatusBar = "Iniciando Macro..."
Set MODELOS = Worksheets("Prop List").Range("F3:F81") '81
fila = 2

For Each modelo In MODELOS
'progreso = paso / 79 * 100
Application.StatusBar = "Probando modelo " & paso & " de 79..."
    modelo.Copy
    Worksheets("CALC").Activate
    Range("Q14").Value = modelo
    Call Importa_web

    'CALCULA LOS RESULTADOS PARA N DESDE 2 HASTA 4
    For N = 2 To 4
        Range("E3").Value = N
        'EJECUTA EL SOLVER
        Call calc_rmax

        'GUARDA LAS VARIABLES PARA CADA N
        Select Case N
            Case 2
                Rmax_2 = Range("L8").Value
                w_2 = Range("E8").Value
                J_2 = Range("I9").Value
                Ct_2 = Range("L6").Value
                Cp_2 = Range("L7").Value
                P_in_2 = Range("L10").Value
                P_out_2 = Range("L9").Value
            Case 3
                Rmax_3 = Range("L8").Value
                w_3 = Range("E8").Value
                J_3 = Range("I9").Value
                Ct_3 = Range("L6").Value
                Cp_3 = Range("L7").Value

```



```

        P_in_3 = Range("L10").Value
        P_out_3 = Range("L9").Value
    Case 4
        Rmax_4 = Range("L8").Value
        w_4 = Range("E8").Value
        J_4 = Range("I9").Value
        Ct_4 = Range("L6").Value
        Cp_4 = Range("L7").Value
        P_in_4 = Range("L10").Value
        P_out_4 = Range("L9").Value
    End Select
Next N

'PEGA LOS DATOS EN RESULT
Worksheets("RESULT").Activate
Cells(fila, 2).Value = modelo
Cells(fila, 3).Value = Rmax_2
Cells(fila, 4).Value = w_2
Cells(fila, 5).Value = J_2
Cells(fila, 6).Value = Ct_2
Cells(fila, 7).Value = Cp_2
Cells(fila, 8).Value = P_in_2
Cells(fila, 9).Value = P_out_2
Cells(fila, 10).Value = Rmax_3
Cells(fila, 11).Value = w_3
Cells(fila, 12).Value = J_3
Cells(fila, 13).Value = Ct_3
Cells(fila, 14).Value = Cp_3
Cells(fila, 15).Value = P_in_3
Cells(fila, 16).Value = P_out_3
Cells(fila, 17).Value = Rmax_4
Cells(fila, 18).Value = w_4
Cells(fila, 19).Value = J_4
Cells(fila, 20).Value = Ct_4
Cells(fila, 21).Value = Cp_4
Cells(fila, 22).Value = P_in_4
Cells(fila, 23).Value = P_out_4
fila = fila + 1
paso = paso + 1
DoEvents
Next modelo
EndTime = Timer
paso = 0
MsgBox ("La macro ha finalizado correctamente en " & EndTime - StartTime &
" segundos.")

```

```
Application.ScreenUpdating = True
```

```
End Sub
```

B.3 Módulo 3 calc_rmax()

```
Sub calc_rmax()  
    ' calc_rmax Macro  
    Worksheets("CALC").Activate  
  
    'para que el Solver encuentre solución, antes de empezar a iterar va  
    aumentando las rpm hasta que el rend sea positivo  
    Range("e8").Value = 500  
  
    Do  
        Range("E8").Value = Range("E8").Value + 100  
    Loop Until Range("L6").Value > 0.001  
  
    Solverreset  
  
    'opciones del Solver  
    SolverOptions MaxTime:="0", Precision:="0,001", Convergence:="0,001"  
    —  
    , StepThru:="FALSE", Scaling:="TRUE", AssumeNonNeg:="TRUE",  
    Derivatives:="2"  
  
    SolverOk SetCell:="$L$8", MaxMinVal:=1, ByChange:="$E$8", Engine:=1  
    —  
    , EngineDesc:="GRG Nonlinear"  
    'restricciones de potencia  
    SolverAdd CellRef:="$N$169", Relation:=1, FormulaText:="$AA$4"  
  
    'restricciones de diámetros  
    'SolverAdd CellRef:="$F$3", Relation:=1, FormulaText:=1840  
  
    'restricciones de rpm  
    SolverAdd CellRef:="$E$8", Relation:=4, FormulaText:="integer"  
  
    'RESTRICCION PARA REND POSITIVO
```

```
SolverAdd CellRef:="$L$6", Relation:=3, FormulaText:="0.01"  
  
SolverSolve (True)  
Solverfinish (1)
```

```
End Sub
```